

Treball de Fi de Grau

Grau en Enginyeria en Tecnologies Industrials

Els *slats*. Estudi d'un element hipersustentador.

MEMÒRIA

Autor: Ignasi Badia Puyol
Director: Enrique Trillas Gay
Convocatòria: Gener 2019



Escola Tècnica Superior
d'Enginyeria Industrial de Barcelona



Resum

Aquest treball té com a finalitat l'estudi d'un element hipersustentador anomenat *slat* situat en les ales d'alguns avions, com poden ser els comercials.

En primer lloc, es farà una recerca sobre els fonaments aerodinàmics i els principis de vol d'una aeronau per tal d'exposar les eines necessàries per fer el posterior estudi aerodinàmic.

A continuació, es procedirà a realitzar un estudi experimental on, per mitjà de diverses simulacions en CFD (Computational Fluids Dynamics), es pretén entendre quina és la influència del *slat* quan està activat en l'aerodinàmica de l'ala. Comparant aquests resultats amb els obtinguts amb el *slat* desactivat es podrà comprendre amb profunditat quin és el paper d'aquest element hipersustentador dins el món de l'aviació.

Per tal de dur a terme l'estudi experimental es farà ús del programa de CAD SolidWorks amb el qual es dissenyarà el model en 3D del perfil alar (amb i sense el *slat*) i el programa Ansys CFX per tal de realitzar les simulacions en CFD i el posterior estudi dels resultats.

Sumari

RESUM	3
1. PREFACI	7
2. INTRODUCCIÓ	9
2.1. Objectius del projecte	9
2.2. Abast del projecte	9
3. FONAMENTS AERODINÀMICS	10
3.1. Introducció a l'aerodinàmica	10
3.2. Principis de l'aerodinàmica	10
3.2.1. Paràmetres	10
3.2.2. Teorema de Bernoulli	12
3.2.3. Equació de continuïtat	13
3.2.4. Equació diferencial de continuïtat	14
3.2.5. Equació diferencial de la quantitat de moviment	14
3.2.6. Equació diferencial de l'energia	15
3.2.7. Efecte Venturi	16
3.2.8. Llei d'acció reacció.....	16
3.3. Altres conceptes elementals.....	16
3.3.1. La capa límit	16
3.3.2. Línies de corrent i trajectòries.....	18
3.3.3. Remolins.....	19
3.4. Nombres adimensionals	20
3.4.1. Nombre de Mach	20
3.4.2. Nombre de Reynolds	21
4. PRINCIPIS DE VOL D'UNA AERONAU	23
4.1. El Perfil alar.....	23
4.2. Les forces aerodinàmiques	24
4.2.1. Força de sustentació	24
4.2.2. Força de resistència a l'avanç	28
4.3. Eficiència aerodinàmica.....	29
5. ESTUDI D'UN PERFIL ALAR	31
5.1. Elecció i creació del perfil alar	31
5.1.1. Elecció del perfil alar.....	31
5.1.2. Creació del perfil NACA 4412.....	35

5.2. Simulació numèrica en 2D	36
5.2.1. Volum de control	36
5.2.2. Mallat	37
5.2.3. Superfícies del volum de control	43
5.2.4. Setup	44
5.2.5. Solution	49
5.2.6. Anàlisi dels resultats	50
5.3. Simulació numèrica en 3D	63
5.3.1. Volum de control	63
5.3.2. Mallat	64
5.3.3. Superfícies del volum de control	66
5.3.4. Setup	67
5.3.5. Solution	67
5.3.6. Anàlisis dels resultats	67
6. PLANIFICACIÓ	88
7. IMPACTE ECONÒMIC	89
8. IMPACTE AMBIENTAL	90
CONCLUSIONS	91
AGRAÏMENTS	93
BIBLIOGRAFIA	94

1. Prefaci

La inquietud i admiració que les aeronaus han creat sobre mi des de ben petit m'han conduït a realitzar un Treball de Fi de Grau relacionat amb aquest sector. Després d'haver realitzat les assignatures de *Mecànica de Fluids i Dinàmica Computacional de Fluids* durant el Grau en Enginyeria en Tecnologies Industrials la motivació per aprendre i conèixer amb més profunditat aquest món no ha fet més que créixer. Així doncs el fet de disposar de més eines i coneixements per tal de fer un estudi profund sobre l'aerodinàmica d'un perfil alar m'ha fet escollir el present projecte.

Per què l'element hipersustentador *slat*? Sempre que un viatge amb avions comercials mira per la finestra, és inevitable, i en gairebé la majoria de casos s'observa l'ala. Aquesta està formada de moltes peces, petits motors, engranatges...En funció del moment els *flaps* es despleguen o es recol·leixen, així com els *spoilers*, els alerons o els *slats*. ¿Quina funció té cadascun dels elements mòbils de l'ala? Aquesta és la pregunta que tant jo com molts altres viatgers ens hem fet cada cop que volem amb un avió. És per aquest motiu que vaig decidir realitzar un estudi sobre algun dels elements mòbils de l'ala d'un avió. Els *slats* són els elements hipersustentadors que passen més desapercebuts i la seva funció és pot extrapolar a la dels *flaps*, d'aquesta manera vaig pensar que era una molt bona opció fer l'estudi dels *slats*.

L'idea de comprendre en profunditat el funcionament d'aquests elements i així entendre una mica més el comportament de l'ala en la seva globalitat és una bona forma d'introduir-se a l'aerodinàmica del sector aeronàutic.

2. Introducció

2.1. Objectius del projecte

Els objectius del projecte són assolir, primerament, els coneixements teòrics necessaris per a poder realitzar les simulacions correctament així com per a poder comprendre els resultats obtinguts i fer-ne un anàlisi acurat i adequat.

D'altra banda, la correcta realització de les pertinents simulacions en *CFD*. En aquest sentit s'intentarà aconseguir la màxima precisió possible realitzant simulacions el més complexes i acurades possibles per tal d'obtenir resultats que s'aproximin el màxim a la realitat. Així doncs s'intentarà assolir la millor geometria possible, el millor mallat possible i escollir tots els paràmetres adequadament alhora de fer la simulació numèrica.

A partir de l'esmentat es pretén fer l'estudi el més precís possible tenint en compte els efectes del *slat* en l'ala de l'avió; tant amb aquest element activat com desactivat. D'aquesta manera s'intentarà entendre en profunditat el seu paper dins el vol.

2.2. Abast del projecte

La finalitat del projecte és l'estudi de l'efecte del *slat* sobre l'aerodinàmica d'una ala d'avió. A partir d'aquest estudi es pretén extreure una sèrie de conclusions relacionades amb el funcionament i utilitat d'aquests elements hipersustentadors.

Com s'ha comentat, aquest estudi anirà acompanyat de coneixements teòrics i simulacions numèriques realitzades amb *ANSYS-CFD*. Les simulacions esmentades es realitzaran primerament en 2D ja que es podrà aconseguir un mallat molt precís i se'n discutiran els resultats obtinguts. Posteriorment, es realitzaran simulacions en tres dimensions ja que es creu que els resultats finals seran més precisos. Un altre fet pel qual es pretén realitzar la simulació en 3D és perquè en els gràfics dels resultats es podrà observar més clarament la interacció fluid – ala.

3. Fonaments aerodinàmics

3.1. Introducció a l'aerodinàmica

L'aerodinàmica és la branca de la mecànica de fluids que estudia les accions que apareixen sobre cossos sòlids quan existeix un moviment relatiu entre aquests i el fluid que els envolta, essent aquest un gas.

Dient-ho d'una forma més senzilla es pot dir que l'aerodinàmica és l'estudi de com es mou l'aire al voltant d'un determinat cos, en aquest cas l'aire al voltant de l'ala d'un avió. Per tal de realitzar aquests estudis l'aerodinàmica fa ús d'una sèrie de models on és determinen les forces i pressions que apareixen de la interacció fluid – sòlid.

Un fluid és tot material que té la propietat de fluir, manca de rigidesa i elasticitat. Conseqüentment cedeix a qualsevol força tangencial aplicada i altera la seva forma adaptant-la a la del recipient que el conté. Un fluid pot ser líquid o gasós, segons la intensitat de forces de cohesió entre les seves molècules.

3.2. Principis de l'aerodinàmica

A continuació s'exposaran els principals principis aerodinàmics utilitzats en el món de l'aviació i a partir dels quals es pot explicar el vol de les aeronaus. Primerament, però, es farà una breu presentació dels diferents paràmetres i característiques que representen l'estat d'un fluid i a continuació s'enunciaran els corresponents principis.

3.2.1. Paràmetres

- **Pressió**

Aquest paràmetre ens indica la força a la que està sent impulsat un fluid. Si tenim un cos submergit dins un fluid la pressió correspondrà a la força per unitat de superfície que el fluid exerceix sobre el cos. La unitat de pressió en el SI es el Pascal (Pa), $1 \text{ Pa} = 1 \text{ N/m}^2$.

La pressió es defineix com:

$$P = \frac{F}{S}$$

On P és la pressió del fluid sobre el cos en Pa , F la força que el fluid exerceix sobre el cos en N i S la superfície del cos en contacte amb el fluid.

- **Temperatura**

La temperatura és una magnitud escalar relacionada amb l'energia interna d'un sistema termodinàmic. Concretament està relacionada amb la part de l'energia interna coneguda com energia cinètica que és l'energia associada als moviments de les partícules del sistema (vibracions, moviments transnacionals o rotacionals). Com major és l'energia cinètica d'un sistema, aquest es trobarà més calent, es a dir, que la seva temperatura serà major.

L'energia interna depèn, entre altres factors, de la pressió a la qual està sotmès el fluid. A més pressió, més energia.

La seva unitat de mesura en el SI són els Graus Kelvin (K). També s'acostuma a mesurar en graus Celsius (C).

- **Densitat**

La densitat és la quantitat de massa per unitat de volum d'un fluid. La seva unitat en el SI és Kg/m^3 . La densitat és una propietat que depèn de la pressió i de la temperatura, en el cas de l'aire quan augmenta la temperatura la densitat disminueix, així doncs trobarem les densitats més altes a les temperatures més baixes. La variació de densitat a causa de la pressió i la temperatura és menor per als sòlids que per als líquids i menor per als líquids que per als gasos.

$$\rho = \frac{m}{V} \left[\frac{Kg}{m^3} \right]$$

Es pot parlar també de densitat relativa, anomenada alternativament densitat aparent específica, que expressa la relació entre la densitat d'un fluid i una densitat de referència, resultant una magnitud adimensional. Un exemple de densitat de referència pot ser la densitat de l'aigua.

- **Viscositat**

La viscositat és una de les propietats més importants dels fluids i es posa de manifest quan

els fluids estan en moviment. Aquest paràmetre és una mesura de la resistència del fluid a les deformacions graduals produïdes per tensions tallants o de tracció. Es podria fer la similitud amb la fricció entre dos sòlids amb moviment relatiu.

La viscositat definida correspon a la viscositat absoluta o dinàmica, representada amb la lletra grega μ . Es coneix també una altra viscositat anomenada viscositat cinemàtica representada per la lletra ν . Aquestes dues viscositats es relacionen a partir de la densitat del fluid:

$$\nu = \frac{\rho}{\mu}$$

Les unitats del SI de ν són els m^2/s i les de μ són els $\text{Pa}\cdot\text{s}$.

3.2.2. Teorema de Bernoulli

Aquest teorema és fonamental pel vol de les aeronaus. El 1738 Daniel Bernoulli va demostrar experimentalment que “la pressió interna d’un fluid decreix a mesura que la velocitat del fluid creix”. Dit d’una altra manera, en un fluid en moviment la suma de la pressió i la velocitat en qualsevol punt és manté constant. Així doncs, el teorema afirma que l’energia total (la suma de la potencial i la cinètica) d’un sistema de fluids amb flux constant es manté constant en tot punt de la trajectòria del fluid.

Per tal d’il·lustrar matemàticament aquest fenomen se suposa un tub de corrent format per línies de corrent d’un fluid qualsevol. S’aïlla una longitud tan petita com sigui necessari (dl) per poder considerar les seccions que limiten aquesta longitud iguals (S i S'). Les forces que actuen sobre la massa entre les dues superfícies, amb sentit positiu el sentit de la velocitat del fluid, vindran definides per:

$$F = p \cdot S - (p + dp) \cdot S'$$

On p és la pressió exercida sobre S i $p + dp$ l’exercida sobre S' . Considerant $S = S'$:

$$F = -dp \cdot S$$

A partir de l’equació fonamental de la dinàmica, $F = m \cdot a$:

$$-dp \cdot S = \rho \cdot S \cdot dl \cdot \frac{dV}{dt}$$

Per definició de velocitat s'obté l'expressió final del teorema de Bernoulli en forma diferencial, on hi existeixen les variables p , ρ i V :

$$dp + \rho \cdot V \cdot dV = 0$$

Aquesta és l'equació de Bernoulli de continuïtat de l'energia, tant per a fluids compressibles com incompressibles; en el primer cas podrem considerar la densitat constant alhora d'integrar l'equació, en el segon s'haurà de buscar una relació entre les tres variables per poder integrar l'equació ja que la densitat no és pot considerar constant en aquest cas. Cal destacar que si existeix algun tipus de dissipació d'energia que no correspongui a cap dels termes de l'equació, no es podrà utilitzar.

A banda de la seva aplicació en el món de l'aviació el principi esmentat té moltes altres utilitats com poden ser la fabricació de xemeneies, de tubs, carburadors d'automòbils, vehicles d'alta velocitat, extracció de fluids de tancs d'emmagatzematge, etc.

3.2.3. Equació de continuïtat

Per complementar i acabar de comprendre el Teorema de Bernoulli exposat a l'apartat anterior és important tenir en compte la conservació de la massa a través, per exemple, d'un tub on hi circula un fluid on no es perd ni acumula massa.

Prenent dos punts 1 i 2 qualsevols del tub de corrent, l'equació de continuïtat estableix que la massa de fluid m_1 que passa per segon a través de la superfície S_1 és igual a la massa m_2 que passa per segon a través de la superfície S_2 :

$$m_1 = m_2$$

L'equació anterior es pot expressar de la següent manera:

$$S_1 \cdot V_1 \cdot \rho_1 = S_2 \cdot V_2 \cdot \rho_2$$

On V correspon a la velocitat del fluid a les respectives seccions. En aquesta última equació s'està considerant un fluid compressible ja que es suposen valors de la densitat diferents.

Considerant un fluid incompressible (densitat constant), l'equació de continuïtat serà:

$$S_1 \cdot V_1 = S_2 \cdot V_2$$

3.2.4. Equació diferencial de continuïtat

En aquest apartat s'exposarà l'equació diferencial de continuïtat o de conservació de la massa. Tal i com s'ha comentat en el punt anterior, la massa dins un volum de control, en aquest cas diferencial, es conserva. Prenent com a volum de control un cub diferencial de sis cares:

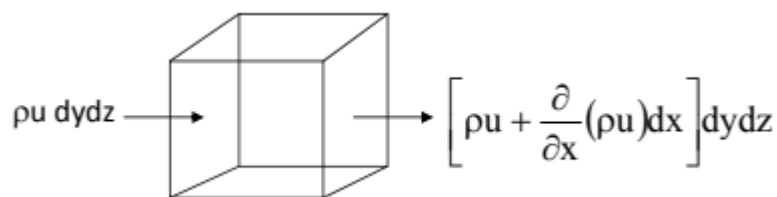


Figura 3.1: Volum de control [4]

Considerant la massa que entra al volum positiva i la que surt negativa i aplicant l'anàlisi utilitzat per la direcció x a les direccions y i z , s'obté l'equació de continuïtat en coordenades cartesianes:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho w) = 0$$

3.2.5. Equació diferencial de la quantitat de moviment

Prenent el mateix volum de control de l'apartat anterior i aplicant la segona equació de Newton al seu moviment s'obtenen les tres components de l'equació diferencial de la quantitat de moviment lineal. Aquestes equacions, expressades en coordenades cartesianes, són les següents:

$$\begin{aligned}\rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} &= \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) \\ \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} &= \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) \\ \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} &= \rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right)\end{aligned}$$

On els termes τ_{ij} són els components del tensor de tensions viscoses en les diferents cares del cub.

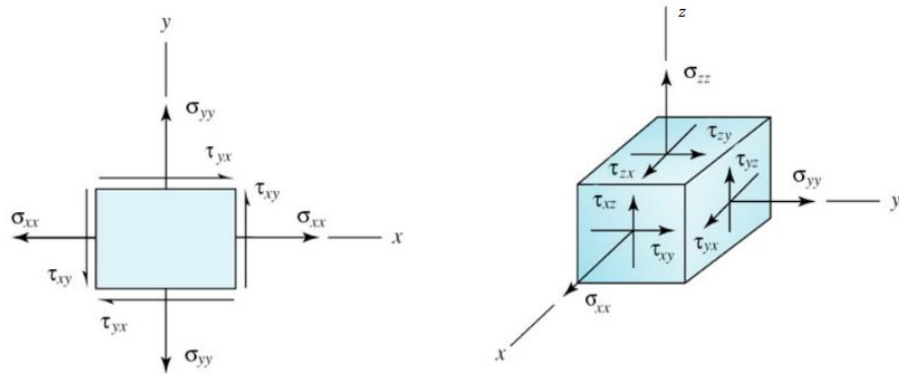


Figura 3.2: Components de les tensions viscoses [4]

Considerant el fluid com a Newtonià (viscositat constant) i incompressible s'obtenen les equacions de Navier – Stokes:

$$\begin{aligned}\rho g_x - \frac{dP}{dx} + \mu \left(\frac{d^2 u}{dx^2} + \frac{d^2 u}{dy^2} + \frac{d^2 u}{dz^2} \right) &= \rho \frac{du}{dt} \\ \rho g_y - \frac{dP}{dy} + \mu \left(\frac{d^2 v}{dx^2} + \frac{d^2 v}{dy^2} + \frac{d^2 v}{dz^2} \right) &= \rho \frac{dv}{dt} \\ \rho g_z - \frac{dP}{dz} + \mu \left(\frac{d^2 w}{dx^2} + \frac{d^2 w}{dy^2} + \frac{d^2 w}{dz^2} \right) &= \rho \frac{dw}{dt}\end{aligned}$$

3.2.6. Equació diferencial de l'energia

Per tal d'obtenir aquesta equació s'ha d'aplicar la primera llei de la termodinàmica a un volum de control diferencial. Un cop s'ha desenvolupat la forma diferencial del treball en

aquest volum de control degut a les forces viscoses normals i a les tangencials s'arriba a l'equació buscada. De forma vectorial, és la següent:

$$\rho \frac{du}{dt} + P(\nabla \cdot \mathbf{V}) = \nabla \cdot (k \nabla T) + \Phi$$

El terme Φ fa referència a la funció de dissipació viscosa que té en compte la conversió de l'energia del fluid en calor a través de la fricció.

3.2.7. Efecte Venturi

Giovanni Battista Venturi va demostrar experimentalment que les partícules d'un fluid incompressible que passen a través d'una zona de secció menor augmenten la seva velocitat, amb el qual disminueix la seva pressió.

Aquest efecte s'explica a partir del Principi de Bernoulli i el de continuïtat de massa. Si el cabal d'un fluid és constant, però la secció disminueix, la velocitat necessàriament haurà d'augmentar en aquesta secció. Degut a aquest augment d'energia cinètica l'energia determinada pel valor de la pressió disminuirà. D'aquesta manera es poden aconseguir grans diferències de pressions que tenen múltiples aplicacions.

3.2.8. Llei d'acció reacció

Aquesta llei de la física explica les forces d'acció i reacció. S'enuncia i demostra que per cada força d'acció hi ha una força de reacció d'igual mòdul i direcció però de sentit contrari.

3.3. Altres conceptes elementals

3.3.1. La capa límit

El concepte de capa límit és introduït per Ludwig Prandtl el 1904. Suposem que tenim una superfície en repòs i un flux d'aire movent-se. La capa molecular d'aire que es troba en contacte amb la superfície s'adhereix a aquesta existint un lliscament relatiu entre les diferents capes successives d'aire. A mesura que les capes estan a més distància de la superfície la velocitat de les partícules d'aire augmenta fins al punt que la velocitat de la capa d'aire és la del corrent lliure. D'aquesta manera, es pot definir la capa límit com aquella zona compresa entre la superfície i el punt on la velocitat del flux d'aire és la del corrent lliure.

Es defineix el *gruix de capa límit* com la distància del punt de velocitat zero (punt de contacte flux d'aire amb la superfície), a un altre on la velocitat és el 99% del corrent lliure

Dins de la capa límit podem diferenciar dos casos diferents:

- **Capa límit laminar:** es produeix quan el moviment del flux d'aire es fa en forma de capes paral·leles que llisquen entre elles. A mesura que el fluid s'allunya de la superfície va augmentant la seva velocitat, d'aquí sorgeix el lliscament entre capes.

Degut a aquest lliscament, apareix una força de fregament entre les diferents capes, que s'anomenarà *resistència de fricció*.

Es pot calcular el gruix de capa límit laminar a partir de la següent expressió:

$$\delta_{lam} = \frac{5,0 \cdot x}{Re^{1/2}}$$

Essent x la distància del punt d'anàlisi al caire d'atac i Re el nombre de Reynolds, que s'explicarà en l'apartat 4.4.

- **Capa límit turbulenta:** degut a aquesta resistència de fricció i a mesura que l'aire es va allunyant del caire d'atac, les forces de fregament cada cop dissipen més energia del corrent d'aire fent que vagi augmentant el gruix de la capa límit. Arriba un punt, situat a una certa distància del caire d'atac, que la capa límit comença a sofrir unes pertorbacions de tipus ondulatori deixant enrere el corrent laminar i esdevenint turbulenta.

Es pot calcular el gruix de capa límit turbulenta a partir de la següent expressió

$$\delta_{turbulent} = \frac{0,16 \cdot x}{Re^{1/7}}$$

A la *Figura 4.1* s'observa una representació esquemàtica de la capa límit.

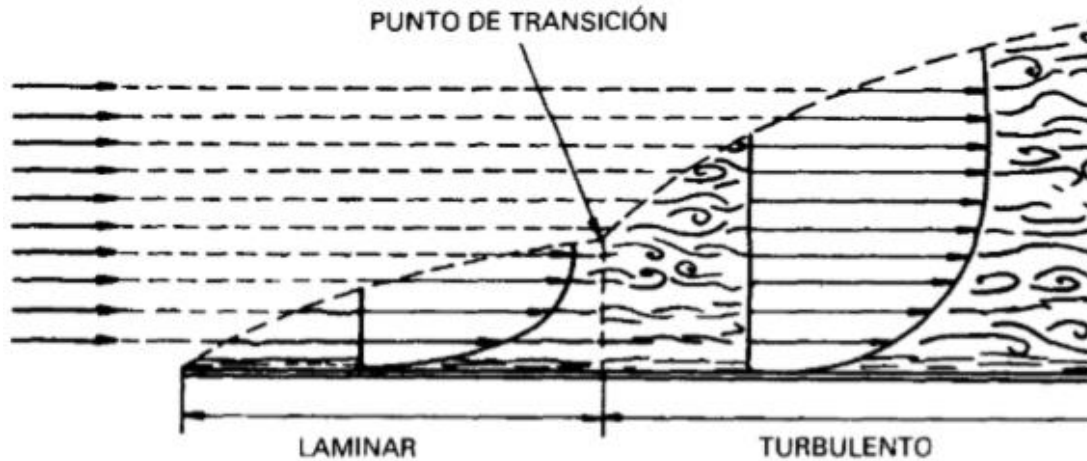


Figura 3.3: Representació de la capa límit [1]

La transició pot aparèixer abans per motius tals com la rugositat de la superfície, turbulència del corrent d'aire lliure, existència d'un gradient advers de pressions, entre d'altres.

3.3.2. Línies de corrent i trajectòries

Una línia de corrent o *streamline* és una línia imaginària dibuixada al fluid de manera que el vector velocitat en qualsevol punt sempre és tangent a ella.

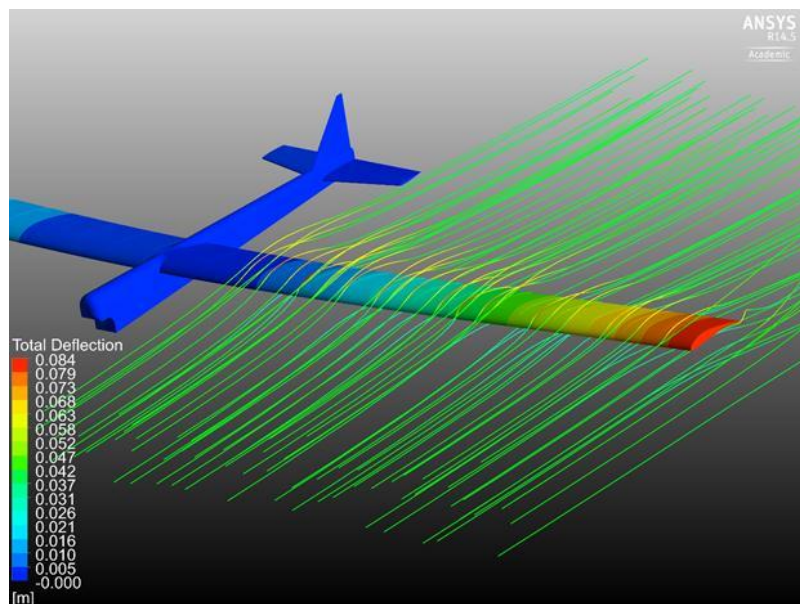


Figura 3.4: Línies de corrent a l'ala d'un planejador [8]

La trajectòria o *path* és el camí seguit per una partícula d'un fluid.

De les dues definicions anteriors es poden treure les següents conseqüències:

- Si el fluid és estacionari (els valors de velocitat, pressió i densitat no varien amb el temps) les trajectòries i les línies de corrent coincideixen.
- En flux estacionari les línies de corrent no canvien amb el temps ja que cada partícula segueix la mateixa trajectòria que la següent.
- El dibuix de les línies de corrent és un mètode molt convenient per tal de visualitzar el moviment de l'aire.
- Per cada punt només passa una línia de corrent.
- En cap punt d'una línia de corrent hi ha flux a través d'ella. En flux estacionari les partícules no poden travessar una línia de corrent.
- Una línia de corrent es pot substituir per una paret sòlida sense que es modifiqui el flux.
- Qualsevol paret sòlida és per ella mateixa una línia de corrent.
- Dos línies de corrent mai poden tallar-se entre elles. Existeix la excepció en aquells punts on la velocitat és nul·la on en no haver velocitat el concepte de línia de corrent no té sentit.

3.3.3. Remolins

Un fluid està sotmès a un remolí si les seves partícules estan animades amb una velocitat de rotació al voltant d'un eix (anomenat eix del remolí), de manera que com més gran sigui la distància de cada partícula del flux a l'eix, la seva velocitat serà menor. D'aquesta manera es compleix aquesta equació:

$$V_r \cdot r = K$$

On V_r és la velocitat lineal, r la distància d'una partícula a l'eix i K un constant.

En general es pot afirmar que els remolins es formen quan entre dos capes de fluids existeix una diferència de velocitats; per exemple, si una capa estigues en repòs i l'altra a una certa velocitat.

Els remolins que segueixen l'equació exposada s'anomenen remolins lliures. Es denomina

circulació del remolí a través de la corba C a:

$$\Gamma = \int_C \vec{V} \cdot d\vec{s}$$

Si resollem la integral obtenim el resultat $\Gamma = 2\pi r \cdot V_r$. Aquest valor també s'anomena intensitat del remolí.

A partir de la teoria dels remolins es poden extreure les següents conclusions:

- Els remolins conserven la seva intensitat.
- Les línies de remolins no poden tenir els seus extrems en el mateix fluid. Els tubs de remolins s'han de tancar sobre ells mateixos, acabar en les superfícies lliures del fluid, o prolongar-se fins l'infinit.
- Es dedueix que els remolins són eterns, no poden engendrar-se ni destruir-se. Aquesta deducció sorgeix de considerar un fluid ideal sense fregament i viscositat. L'experiència contradiu aquesta deducció, ja que el fluid ideal no existeix en la realitat.

Exemples d'aquest tipus de moviment poden ser els ciclons, els remolins que es creen al buidar un vàter, entre molts d'altres.

3.4. Nombres adimensionals

3.4.1. Nombre de Mach

El nombre de Mach (M) és una mesura relativa que es defineix com el quocient entre la velocitat d'un objecte i la velocitat del so en el medi en el qual es mou aquest objecte. Aquesta relació es pot expressar segons la següent equació:

$$M = \frac{V}{C}$$

On V és la velocitat lliure de l'aire (velocitat de l'objecte) i C la velocitat del so en el medi físic.

Aquest nombre adimensional normalment es fa servir per descriure la velocitat dels avions.

Per exemple, Mach equival a la velocitat del so i Mach 2 a dos vegades la velocitat del so.

En els avions que volen a grans velocitats, els fenòmens de compressibilitat de l'aire tenen gran importància; és interessant expressar la velocitat en funció del nombre de Mach ja que aquest serveix per avaluar si els fenòmens deguts al canvi de densitat de l'aire, compressibilitat, tenen o no molta importància. En els fenòmens de vol es considera que l'aire és incompressible per Mach inferiors a 0,5 o 0,6.

Cal destacar que per una mateixa velocitat de vol, poden correspondre diferents Mach ja que aquest nombre varia amb, per exemple, la temperatura o l'altitud. Si un avió augmenta la seva altitud de vol, la temperatura de l'aire disminuirà i la velocitat del so resultant així un Mach superior a l'obtingut a menors altituds, per una mateixa velocitat de l'avió. La velocitat del so a una determinada temperatura es pot obtenir de la següent manera:

$$V = 340,294 \cdot M \cdot \sqrt{\theta}$$

$$\theta = \frac{T}{T_0}$$

On T_0 correspon a la temperatura al nivell del mar i atmosfera i T a la temperatura al punt on està volant l'avió.

3.4.2. Nombre de Reynolds

En l'apartat 4.3.1. *La capa límit* s'ha vist que el punt de transició entre règim laminar i turbulent es troba a una certa distància del caire d'atac. Si es fan experiments amb diferents fluids i velocitats es conclou que aquest punt també depèn del tipus de fluid (viscositat). El 1851 George Gabriel Stokes va introduir aquestes conclusions, però no va ser fins el 1883 que Osborne Reynolds va generalitzar i popularitzar aquests resultats per mitjà d'un paràmetre adimensional anomenat Nombre de Reynolds (Re) que combina els efectes exposats. Aquest nombre ve representat per la següent equació:

$$Re = \frac{V \cdot l}{\nu}$$

On V és la velocitat del fluid; l , la distància al caire d'atac i ν , el coeficient cinemàtic de viscositat. A partir de la relació entre la densitat i les viscositats s'obté la següent expressió alternativa:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu}$$

On μ correspon a la viscositat absoluta i ρ , a la densitat.

A aquest nombre de Reynolds se l'anomena nombre de Reynolds local ja que és el que existeix en un cert punt a una distància l del caire d'atac.

En funció del Re podem definir el règim del fluid. Si el Re és relativament petit, la capa límit és laminar, i si el Re és relativament gran, la capa límit és turbulenta. Així doncs, el Nombre de Reynolds va augmentant amb la distància al caire d'atac.

La transició laminar – turbulenta es produeix normalment entre valors de 500.000 i 10.000.000. Els factors que influeixen en més mesura al punt de transició són la rugositat de la superfície, la turbulència del corrent d'aire lliure, la distribució de pressions, la temperatura de la superfície i el Nombre de Mach. Normalment com menor és la temperatura de la superfície, menor és l'espessor de la capa límit i, per tant, es retarda la transició. Per Ma alts, el Re de transició acostuma a ser major si el corrent és compressible.

Es pot dir que un fluid és més viscos com més petit és el Re, ja que aquest nombre adimensional es pot interpretar com el quocient entre les forces d'inèrcia i les de viscositat.

A partir del Re podem calcular el gruix de capa límit en règim laminar i règim turbulent, respectivament:

$$\delta = \frac{5,2 \cdot x}{Re}$$

$$\delta = \frac{0,37 \cdot x}{Re^{0,2}}$$

Finalment, alhora del vol d'un avió, es pot concloure que el Re és un factor important a velocitats baixes, mentre que el M ho és a velocitats altes.

4. Principis de vol d'una aeronau

A continuació s'explicarà quins són els factors que fan possible el vol d'una aeronau i el seu perquè.

4.1. El Perfil alar

Primerament es definirà la terminologia d'un perfil alar. A continuació es mostren dos esquemes de les diferents parts i característiques d'aquest.

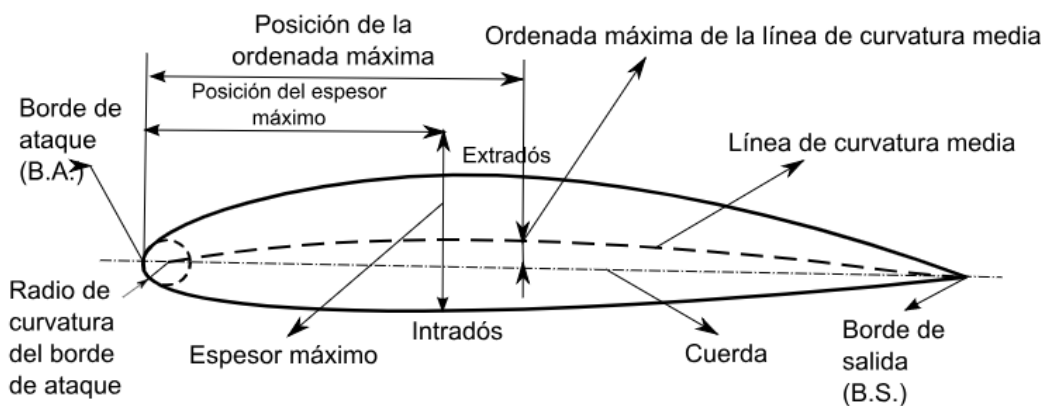


Figura 4.1: Perfil alar [9]

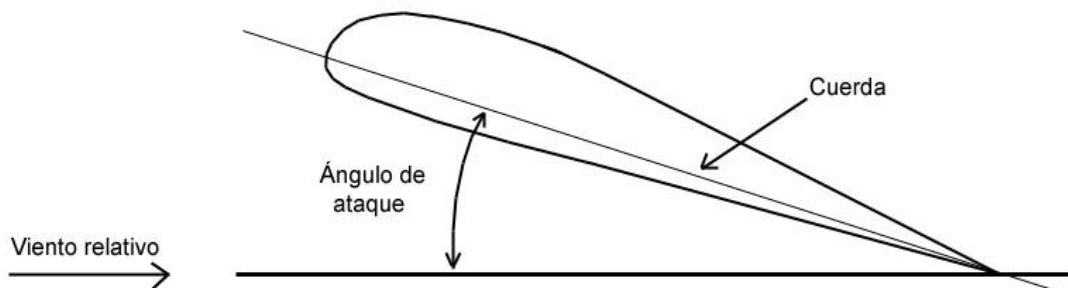


Figura 4.2: Angle d'atac [9]

- *Extradós*: Superfície superior del perfil.
- *Intradós*: Superfície inferior del perfil.
- *Corda*: Línia recta que uneix el caire d'atac (BA) amb el caire de sortida (B.S.). És una dimensió característica del perfil alar.

- *Línia de curvatura mitja*: Línia equidistant entre l'intradós i l'extradós. Aquesta línia fixa la curvatura del perfil. Si aquesta es troba damunt la corda es diu que la curvatura és positiva, si ho fa per sota la curvatura és negativa i si un tram va per sobre i l'altre per sota s'anomena doble curvatura.
- *Ordenada màxima de la línia de curvatura mitja*: Màxima distància entre la línia de curvatura mitja i la corda. El seu valor i posició s'acostumen a donar en forma de % de la corda. El seu valor i posició ajuden a definir la forma de la línia de curvatura mitja.
- *Espessor màxim i posició d'espessor màxim*: El valor de l'espessor màxim així com la seva posició s'expressen en % de corda. Aquest valor varia entre el 3% i el 18%.
- *Radi de curvatura del caire d'atac*: Defineix la forma del caire d'atac i és el radi d'un cercle tangent a l'extradós i a l'intradós amb centre situat a la línia tangent a l'origen a la línia de curvatura mitja. Aquesta magnitud té efectes importants en les característiques de pèrdua. Un radi de curvatura petit significa un caire d'atac agut que pot causar una separació de la capa límit aviat.
- *Angle d'atac*: Angle entre la corda i la direcció de la corrent d'aire lliure. Els termes corrent d'aire lliure i vent relatiu són equivalents.

4.2. Les forces aerodinàmiques

4.2.1. Força de sustentació

La força de sustentació o també anomenada *Lift* correspon a la força que actua de forma perpendicular a la direcció de la corrent del fluid lliure, la qual no ha de coincidir necessàriament amb l'eix longitudinal de l'avió. La finalitat principal de l'aparició d'aquesta força és aconseguir que l'avió s'enlairi, de manera que la força ha d'aconseguir compensar el pes total de l'aeronau. Així doncs podem parlar de les dues forces principals que apareixeran durant el vol: el pes de l'avió i la força de sustentació, les quals seran sempre perpendiculars a la corrent de l'aire. La força esmentada s'expressa com L .

L'expressió matemàtica del *Lift* és la següent:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_L$$

On V és la velocitat de la corrent d'aire lliure, A l'àrea de l'ala projectada a la planta i C_L fa referència al coeficient de sustentació. S'utilitzaran les unitats del Sistema Internacional en tots els casos.

El terme $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$ també s'anomena pressió dinàmica, q .

Cal destacar que per tal d'obtenir la força de sustentació en un moment determinat del vol és imprescindible conèixer el coeficient de sustentació. El coeficient de sustentació interessarà que sigui el més gran possible per tal d'aconseguir un *Lift* el major possible. Aquest paràmetre depèn de l'angle d'atac de l'ala, el número de Reynolds i el número de Mach.

A continuació es mostra un gràfic que relaciona l'angle d'atac amb el coeficient de sustentació. Es pot veure com aquest coeficient va augmentant progressivament amb l'angle d'atac fins un punt on comença a disminuir sobtadament; aquest punt s'anomena l'entrada en pèrdua (*Stall*).

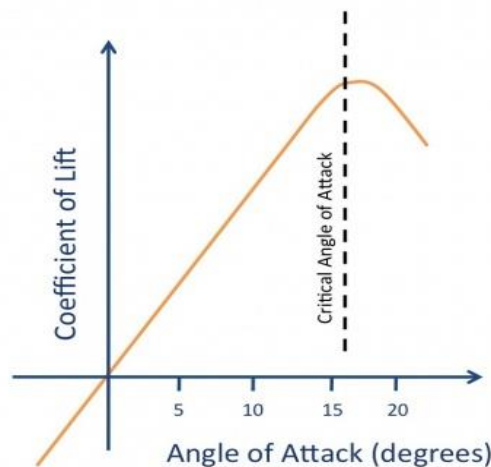


Figura 4.3: Angle d'atac vs C_L [10]

Cal destacar que aquest gràfic no és estàndard per tots els perfils sinó que va variant en funció del perfil alar utilitzat, la velocitat del fluid i la densitat d'aquest.

Per poder augmentar la sustentació d'una aeronau s'utilitzen els anomenats dispositius hipersustentadors com poden ser els *Flaps* o els *Slats* (Veure apartat A. *Dispositius modificadors de la sustentació dels annexos*).

El punt on s'aplica la força de sustentació és l'anomenat centre de pressions. Aquest no ha

de coincidir necessàriament amb el centroide geomètric, el centre de masses o el centre de gravetat.

- **Origen de la força de sustentació**

L'origen de la força de sustentació o *Lift* s'explica fonamentalment a partir del Teorema de Bernoulli. Aquesta explicació també pot ser complementada amb el principi d'acció i reacció enunciat per Newton i la diferència de pressions entre l'ala d'un avió i l'atmosfèrica.

- **Teorema de Bernoulli**

En un perfil asimètric com el d'un perfil alar d'un avió comercial on l'intradós i l'extradós tenen geometries diferents s'estableixen relacions entre velocitat i pressió en els diferents punt de l'ala. Aquestes relacions, obtingudes degudament durant el disseny del perfil alar, són les causants de l'aparició de la força de sustentació.

El que es pretén és aconseguir que les partícules d'aire que circulen per l'intradós ho facin més lentament que les que ho fan per l'extradós, d'aquesta manera s'aconsegueix una diferència de velocitats de circulació de fluid al voltant de l'ala; més alta a la part superior que a la inferior. Així doncs, i a partir del Teorema de Bernoulli ja explicat, apareix una pressió més gran a la part inferior de l'ala que a la superior esdevenint així una força perpendicular a la direcció de la corrent d'aire lliure que empeny l'ala cap dalt. Aquesta força és la força de sustentació. Cal destacar que es considera un fluid en règim laminar i lliure de turbulències.

En la *Figura 4.4* podem observar el fenomen explicat.

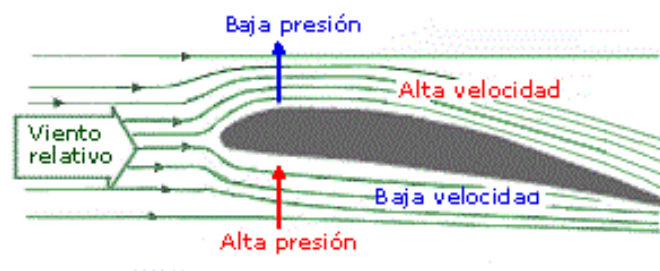


Figura 4.4: Relació pressió – velocitat [6]

- **Llei d'acció – reacció**

Les partícules que circulen per l'intradós i l'extradós abandonen el caire de sortida amb direcció i sentit descendent, dient-ho d'una altra manera l'ala empeny el corrent d'aire cap a baix. D'aquesta manera les partícules d'aire exerciran una força d'igual magnitud i direcció

que la que fa l'ala sobre elles però de sentit contrari, és a dir, de sentit ascendent que impulsaran les ales cap dalt apareixent així una força de sustentació.

- Diferència entre pressió atmosfèrica i pressió a l'ala

Prenent un element infinitesimal del corrent de fluid i negligint l'efecte de la gravetat i la fricció resulta que només són les forces de pressió les que afectaran al seu estudi, aquestes tindran direcció normal a la cara de la superfície i sentit cap al seu interior. Quan les forces de pressió no es compensen entre les diferents cares de la partícula infinitesimal de corrent de fluid (prenem, per exemple, una partícula en forma de cub), apareixerà una força resultant la qual tindrà associada una certa acceleració segons la 2^a Llei de Newton.

Aquesta acceleració afectarà directament a la velocitat de la partícula considerada, així com a les diferències de pressions ja tindran una relació directa amb la velocitat tal i com enuncia el Teorema de Bernoulli. És important remarcar que aquestes relacions només són vàlides per mateixes línies de corrent.

Si apliquem l'esmentat en el cas que s'està contemplant en aquest projecte, hom s'adona que les línies de corrent al voltant d'un perfil alar són corbes. Considerant partícules infinitesimals del corrent de fluid, apareixen acceleracions normals cap al centre de la curvatura de la línia de corrent. A conseqüència d'aquesta acceleració normal apareix una força resultant normal en la mateixa direcció i sentit de l'acceleració. Aquest fet il·lustra que la pressió a l'exterior de la corba és superior a la de la part interior. Veure a la *Figura 4.5*.

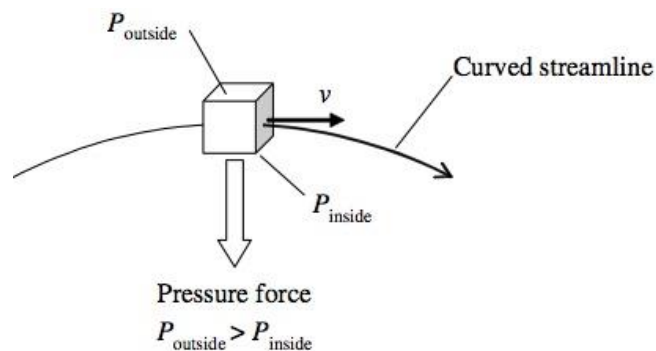


Figura 4.5: Element infinitesimal de fluid en línia de corrent corbada [11]

En el cas de les ales dels avions, la pressió exterior correspon a la pressió atmosfèrica que serà més gran que la interior en la majoria de casos. Aplicant el comentat en aquest apartat s'entén perquè les línies de corrent al voltant dels perfils alars, sobretot en l'extradós, són corbes. En el cas de l'intradós no és tan evident ja que depèn en gran part de la seva geometria així com la força de sustentació.

L'exposat en aquest apartat serveix per justificar, per exemple, com és que en perfils simètrics hi pot aparèixer força de sustentació.

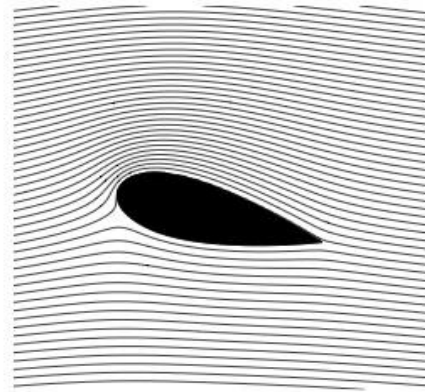


Figura 4.6: Perfil simètric amb un cert angle d'atac [11]

4.2.2. Força de resistència a l'avanç

La força de resistència aerodinàmica o *Drag* és la força que sofreix un cos que circula a través d'un fluid de direcció igual a la del moviment però de sentit oposat, així doncs el *Drag* és la força que s'oposa al moviment del cos a través del fluid. El que interessarà és que aquesta força sigui el més petita possible durant tot el vol d'una aeronau, excepte en l'aterratge ja que es busca disminuir la velocitat ràpidament. També es busca disminuir-la per tal d'estalviar combustible.

Aquesta força és calcula de la següent manera:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \cdot C_D$$

On V és la velocitat del corrent d'aire lliure, A l'àrea de l'ala projectada en planta i C_D fa referència al coeficient de resistència. S'utilitzaran les unitats del Sistema Internacional en tots els casos.

Aquesta força de resistència és pot diferenciar en dues parts:

- **Resistència paràsita**

Tota aquella resistència que no és funció de la sustentació. Aquest tipus de resistència es genera a partir de totes les parts no aerodinàmiques de l'aeronau. La podem subdividir en:

- Resistència del perfil alar: es pot subdividir en:
 1. Resistència de pressió: deguda a la formació d'estela al pas de l'avió.
 2. Resistència de fricció: deguda a la viscositat del fluid.
 - Resistència addicional: provocada per aquells elements de l'avió que no generen sustentació com poden ser el fuselatge o els motors.
 - Resistència d'interferència: en els diferents elements exteriors de l'avió en vol apareix la seva capa límit, però si diferents capes límits interfereixen entre elles apareix aquest tipus de resistència.
- **Resistència induïda**

Resistència deguda als remolins que apareixen, per exemple, als extrems de les ales per la diferència de pressions entre l'extradós i l'intradós. Aquesta resistència és funció de la sustentació i proporcional a l'angle d'atac. Com més gran és la sustentació, major és la resistència induïda.



Figura 4.7: Forces en una aeronau [12]

4.3. Eficiència aerodinàmica

Un cop exposats els conceptes anteriors resulta interessant trobar una relació entre ells per tal d'optimitzar la combinació dels diferents factors i així assolir un vol el més eficient possible. D'aquesta manera es defineix el concepte d'eficiència aerodinàmica, que estableix una relació entre el coeficient de sustentació i el de resistència:

$$EA = \frac{C_L}{C_D}$$

Així, doncs, en funció de la situació caldrà una eficiència aerodinàmica major o menor. Per exemple, a l'hora d'aterrar aquesta haurà de ser menor ja que el que es busca és poca sustentació i molta resistència a l'avanç.

A continuació es mostra una imatge de la relació entre els dos coeficients i l'angle d'atac, d'on es poden deduir fàcilment els valors de l'eficiència energètica.

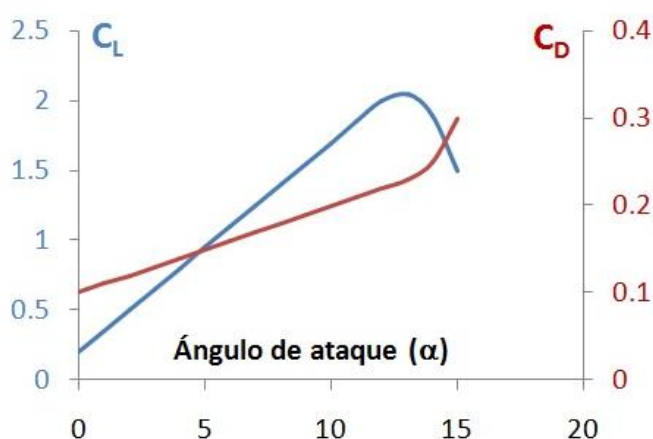


Figura 4.8: C_L i C_D en funció de l'angle d'atac [13]

Aquest tipus de gràfics depenen de les característiques singulars de cada perfil alar, entre altres factors, i se'n pot deduir quins són els valors de l'angle d'atac més convenients segons cada situació de vol.

5. Estudi d'un perfil alar

En aquest apartat es desenvoluparan les diverses simulacions amb *Ansys*. Primerament s'escollirà i crearà un perfil alar i posteriorment es farà l'estudi de l'efecte de l'*slat* sobre aquest. En l'apartat A.1. *Slats* dels annexos s'explica que són i el funcionament d'aquests dispositius hipersustentadors amb detall.

5.1. Elecció i creació del perfil alar

5.1.1. Elecció del perfil alar

Després d'una extensa recerca per tal d'escollir el perfil alar amb el qual es realitzarà la simulació numèrica s'ha decidit escollir un dels tres següents: NACA 2415, NACA 4412 i NACA 23012. S'ha arribat a aquests tres perfils degut a que tots tres són comunament usats en el món de les aeronaus i en el seu ús en avions reals s'han obtingut bons resultats experimentals.

A l'apartat E. *Perfils alars NACA* dels annexos es divideixen els perfils NACA segons la nomenclatura i es descriuen els utilitzats en aquest projecte.

Cal destacar que hi ha molts tipus de perfils alar diferents i de famílies diferents, en aquest treball s'ha escollit treballar amb la família NACA ja que la informació s'ha trobat amb molta més facilitat degut a que gran part del treball de tabulació i estudi de perfils alars a escala mundial l'ha desenvolupat l'organisme anomenat *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA).

Per tal de determinar amb quin del tres perfils es duran a terme les simulacions, es farà un estudi basat en l'anàlisi gràfic de les relacions entre coeficient de sustentació, el coeficient de fregament, el coeficient de moment i l'angle d'atac. Aquest anàlisi es realitza amb gràfics on s'han estudiat els tres perfils amb les mateixes condicions de velocitat, viscositat i longitud de corda. Les dades s'han extret del lloc web *airfoiltools*, que és d'accés lliure, i s'hi proporciona informació sobre perfils alars.

D'aquest lloc web es podien obtenir diferents tipus de gràfics sobre cada un dels tres perfil segons el nombre de Reynolds del flux i el seu nivell de turbulència. Així doncs primerament s'han de definir les condicions en les quals es farà l'estudi aerodinàmic.

En el món de l'aviació comercial, els *slats* s'usen bàsicament durant els moments de l'enlairament i l'aterratge de l'aeronau ja que en aquests dos moments és quan es

necessita una força de sustentació més gran amb velocitats relativament petites. Tant el moment de l'aterratge com en l'enlairament d'un avió comercial les velocitats es troben entre els 250 i els 290 Km/h. D'aquesta manera s'escull una velocitat de 260 Km/h (72,22 m/s) per tal de fer la simulació.

Considerant la temperatura ambient de 25°C, la densitat de l'aire és de 1,184 kg/m³, la viscositat dinàmica és de 1,849·10⁻⁵ Kg/m·s i la viscositat cinemàtica és de 1,562·10⁻⁵ m²/s. S'escull el moment de l'aterratge ja que l'ús dels *s/ats* és més prolongat i indispensable. En l'enlairament no sempre es fan servir al 100%.

Amb les condicions d'estudi definides es pot calcular el nombre de Reynolds:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu} = \frac{V \cdot l}{\nu} = 4623559,54 = 4,62 \cdot 10^6$$

Aquest nombre de Reynolds ens indica que s'haurà de tenir en compte la capa turbulenta.

Un cop es coneix el nombre de Reynolds es poden obtenir els gràfics necessaris per tal d'escollir el perfil d'estudi. En la pàgina *airfoiltools* els diferents gràfics estan diferenciats segons intervals de nombres de Reynolds: en el cas que ocupa s'escull l'interval de 1.000.000 a 5.000.000.

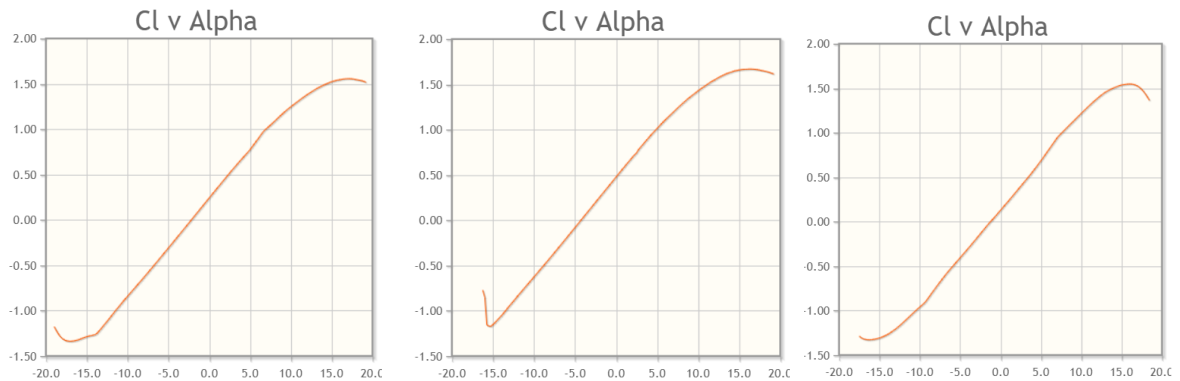
A banda de l'interval de nombre de Reynolds, cal determinar el nivell de turbulència a partir del nombre crític (Ncrit). Aquest paràmetre determina el nivell de turbulència del flux, es a dir, es refereix al nombre crític on el perfil té efectivitat. Els tipus de fluxos queden dividits segons:

- Ncrit = 4-8: Túnel de vent brut
- Ncrit = 9: Túnel de vent mitjà
- Ncrit = 10-12: Túnel de vent net
- Ncrit = 11-13: Planejadora motoritzat
- Ncrit = 12-14: Palejador

En el cas d'estudi, al ser un flux turbulent, es pren Ncrit = 5, que correspon a un flux amb cert nivell de turbulència.

Així doncs, amb els criteris comentats, s'han filtrat els diferents gràfics proporcionats per *airfoiltools* obtenint els següents resultats.

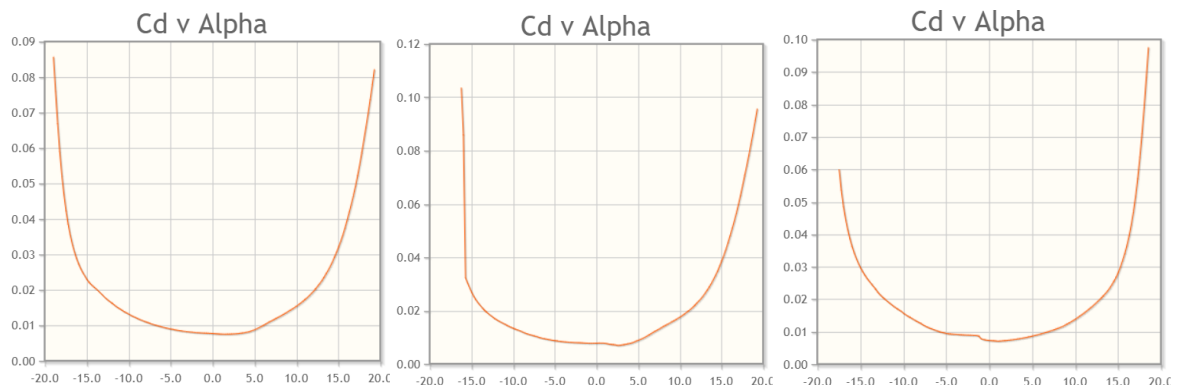
Primerament s'il·lustren els gràfics del coeficient de sustentació en funció de l'angle d'atac:



Figures 6.1, 6.2 i 6.3: Cl vs Alpha (NACA 2415, NACA 4412, NACA 23012) [16]

Es pot observar que el perfil que proporciona més sustentació a partir de 0° per tots els diferents angles d'atac és el NACA 4412.

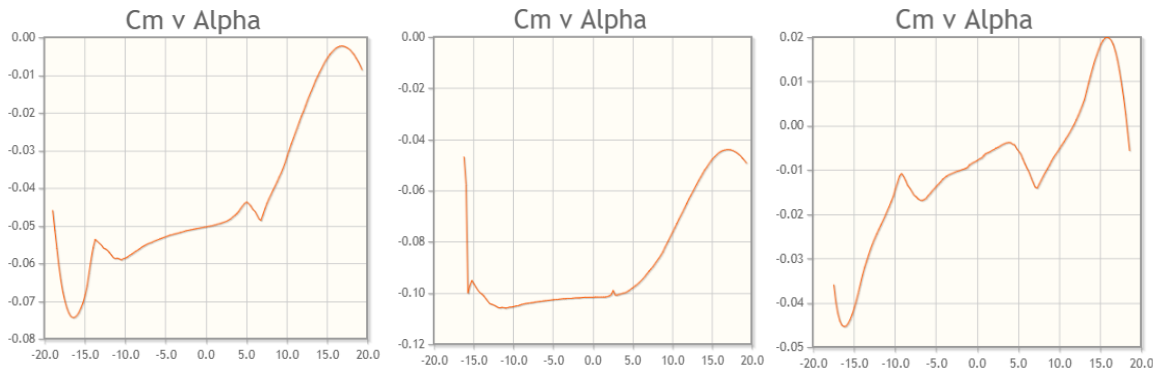
A continuació s'il·lustren els gràfics del coeficient de resistència a l'avanç en funció de l'angle d'atac:



Figures 6.4, 6.5 i 6.6: Cd vs Alpha (NACA 2415, NACA 4412, NACA 23012) [16]

En aquest cas no s'aprecia una diferència tan clara entre els tres perfils. Filant prim, es podria dir que els perfils NACA 23012 i NACA 2415 són els que tenen els coeficients de resistència a l'avanç més petits, encara que les similituds amb el NACA 4412 són grans.

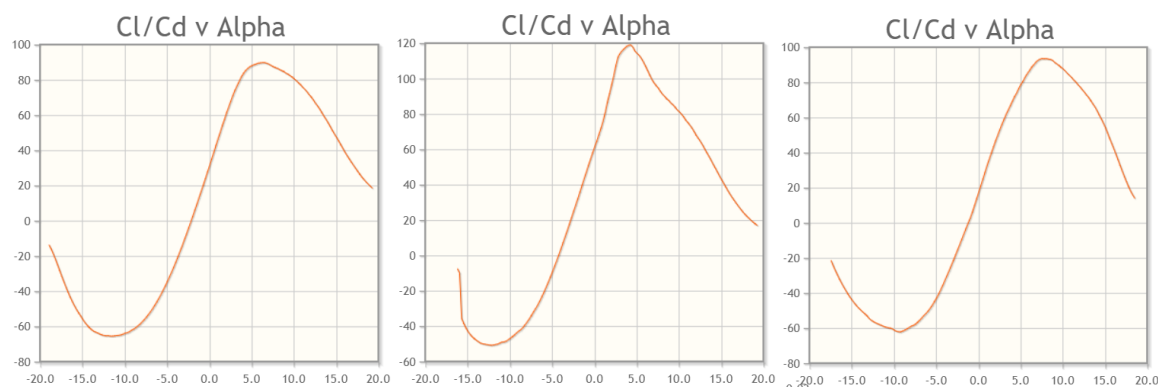
Seguidament s'il·lustren els gràfics del coeficient de moment en funció de l'angle d'atac:



Figures 6.7, 6.8 i 6.9: C_m vs α (NACA 2415, NACA 4412, NACA 23012) [16]

Per a angles d'atac elevats el C_m del perfil NACA 23012, augmenta considerablement en comparació als altres dos perfils. Per a angles d'atac petits, és el perfil NACA 23012 el que té valors de C_m més elevats. En el NACA 4412, el C_m segueix la mateixa tònica que en els altres dos casos (augmentar amb l'angle d'atac) però amb valors del C_m més moderats.

Finalment, i per acabar de prendre una decisió sobre el perfil a escollir, es mostren les gràfiques del quocient entre coeficient de sustentació i el de resistència en funció de l'angle d'atac, representant així l'eficiència aerodinàmica de cada perfil.



Figures 6.10, 6.11 i 6.12: C_l/C_d vs α (NACA 2415, NACA 4412, NACA 23012) [16]

Es pot observar clarament que per a angles d'atac petits ($0^\circ - 5^\circ$) l'eficiència aerodinàmica major la proporciona el perfil NACA 4412. En canvi, per a angles d'atac majors ($10^\circ - 15^\circ$) és el NACA 23012 el que obté millor eficiència aerodinàmica.

Els angles d'atac habituals d'operació d'avions comercials oscil·len entre els 0° i els 10° . Si restringim l'estudi en aquest interval queda clar que la màxima eficiència aerodinàmica, així com el major coeficient de sustentació, s'obtenen amb el perfil NACA 4412. El C_m del perfil NACA 4412 té valors més moderats que en els altres dos casos i no tan diferents entre

angles d'atac petits i grans. En el cas del coeficient de resistència, la diferència amb els altres dos perfils és petita, per tant es considera assumible. Així doncs, el perfil alar escollit per fer l'estudi és el NACA 4412.

5.1.2. Creació del perfil NACA 4412.

Un cop escollit el perfil alar s'ha procedit a obtenir la seva representació en 3D per mitjà del programa de CAD *SolidWorks*. Primerament s'han importat els punts que defineixen aquest perfil en el pla x-y a partir del lloc web *airfoiltools*. Aquest perfil en 2D és el següent:

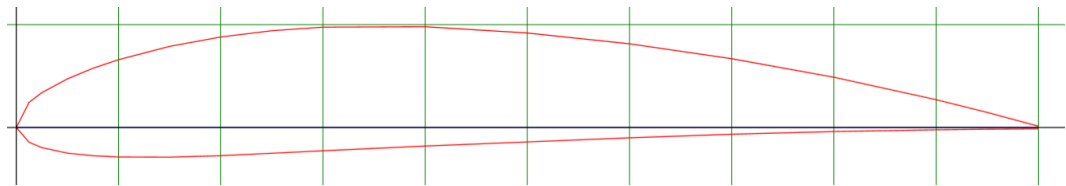


Figura 6.13: Perfil NACA 4412 [16]

A l'hora d'escollir la corda del perfil s'ha pres una corda mitjana de l'ordre de 1m, ja que hi ha molt poca informació respecte als perfils alars utilitzats en els avions comercials, i els valors de la corda al llarg de les diferents seccions d'una ala real va variant. Per tant s'ha pres un valor aproximat als valors reals.

Un cop importats els punts del pla del perfil s'ha procedit a la seva modelització en 3D, obtenint el següent model:

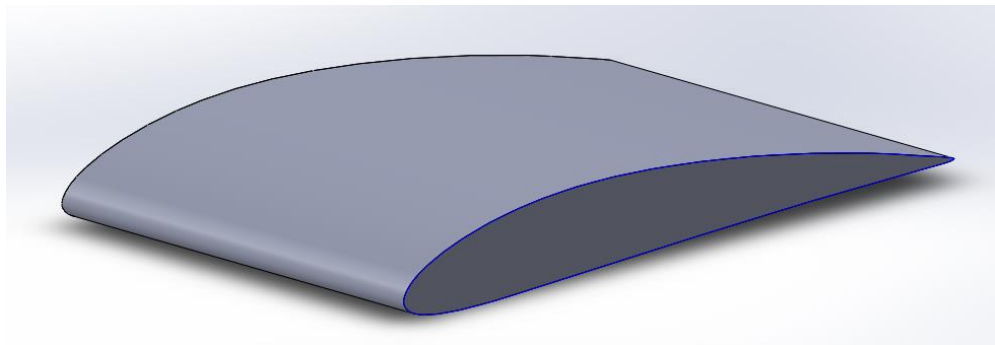


Figura 6.14: Model 3D del perfil NACA 4412 [Font pròpia]

La profunditat d'extrusió del perfil s'ha escollit de forma arbitrària ja que el domini de l'eix z quedarà delimitat pel propi sòlid i la amplada no afectarà als càlculs sempre que totes les simulacions es facin amb la mateixa longitud de domini per a poder comparar-los de forma correcta.

A continuació, i a partir del model amb 3D del perfil NACA 4412, s'ha creat el model

incorporant un *slat*. Per la creació d'aquest nou element s'ha pres la geometria d'un quart de l'extradós del perfil alar per tal de crear l'intradós de l'*slat*. L'extradós de l'*slat* s'ha definit a partir d'una fotografia dels *slats* utilitzats en el model d'avió Airbus A300-310. El model resultant ha set el següent:

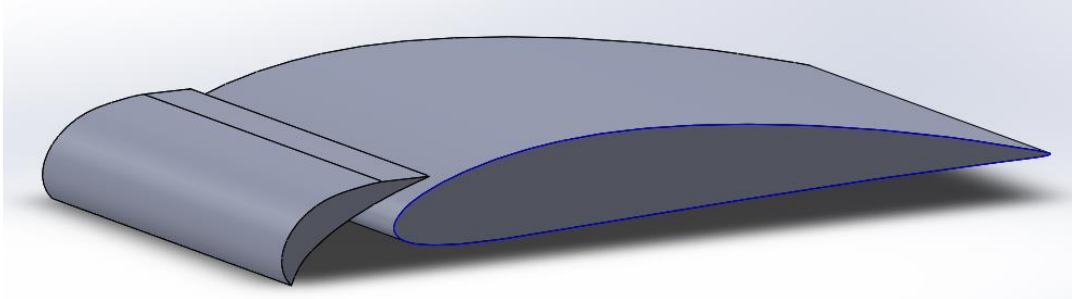


Figura 6.15: Model 3D amb slat [Font pròpia]

L'estudi amb CFX es farà sense els suports entre l'ala i l'*slat* ja que aquests no són representatius de l'efecte que aquest dispositiu hipersustentador exerceix sobre l'ala.

5.2. Simulació numèrica en 2D

Primerament es realitzaran una sèrie de simulacions del perfil alar amb i sense *slat* en un domini 2D per tal de comparar l'efecte d'aquest dispositiu quan es troba actiu/inactiu. En aquest cas es podrà obtenir un mallat molt acurat.

5.2.1. Volum de control

S'ha definit el següent volum de control tant per les simulacions amb l'*slat* activat com desactivat:

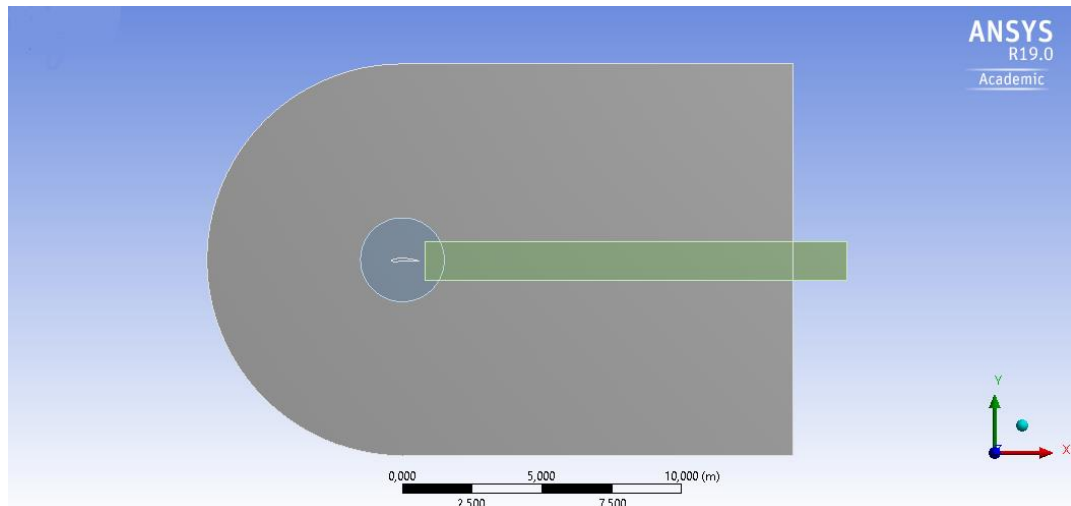


Figura 6.16: Volum de control utilitzat [Font pròpia]

Aquest volum té una profunditat d'1cm, aquesta profunditat tan petita ens permet considerar l'estudi com bidimensional. Ficar una certa profunditat és una condició necessària imposada per *Ansys CFD* per tal de poder realitzar les simulacions. Les superfícies externes del perfil alar coincideixen amb les del volum de control ja que el que interessa és l'estudi dels efectes de l'*slat* sobre el perfil i en una ala convencional aquests elements no es troben als extrems de l'ala. D'aquesta manera no s'estudia el que passa als extrems de les ales sinó el comportament en les seccions on intervenen els *slats*.

Es pot observar que s'han definit dos sòlids addicionals (**cercle** i **rectangle**) els quals seran utilitzats arribat el moment de fer el mallat per definir dominis d'influència on es refinarà el mallat. L'objectiu de fer un mallat més precís en aquestes regions és obtenir resultats el més precisos possibles en aquests punts, ja que són les regions de més interès de l'estudi.

5.2.2. Mallat

Un cop llesta la geometria es procedeix a la discretització del domini mitjançant una malla on, per cada volum finit, es resoldran les equacions de Navier-Stokes.

La realització d'un mallat de bona qualitat és molt important per tal d'obtenir bons resultats. Cal destacar, però, que aquest projecte s'ha realitzat amb la versió acadèmica d'*Ansys* on el nombre de nodes de la malla està limitat a 512.000, un fet que en limita la complexitat.

Per tal de trobar la millor malla possible, s'han provat tres tipus de mallats diferents, fent així un estudi de sensibilitat del mallat. La diferència en aquests mallats ha estat el mètode de mallatge utilitzat. Des d'un principi, ja s'han establert els paràmetres d'inflació, mida dels elements en el volum de control, en els dominis d'influència i a les vores del perfil alar. Definir aquests aspectes des d'un principi assegura la màxima precisió possible i només fa

falta provar i estudiar diferents tipus de mallatge. Per tal de decidir quin és el millor mètode es farà un estudi comparatiu entre diferents paràmetres de qualitat de malla.

- **Primer mallat: *Automatic method*.**

En aquest primer mallat s'ha utilitzat el mètode per defecte que *Ansys* proporciona, on el mateix programa crea la malla.

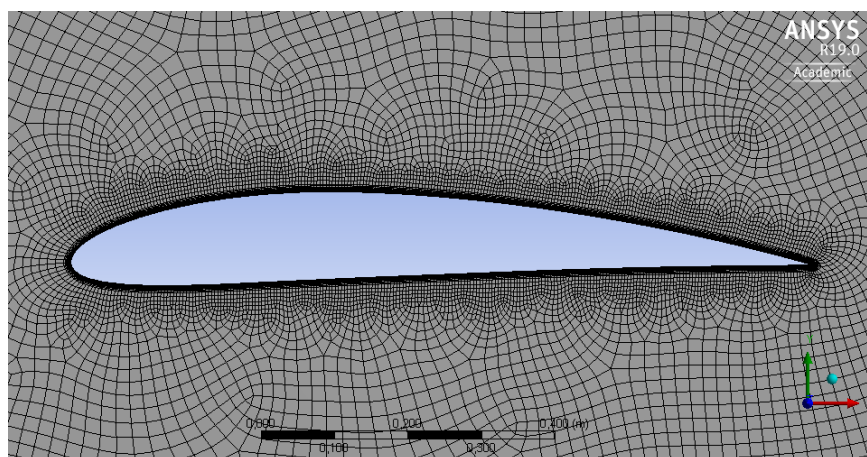
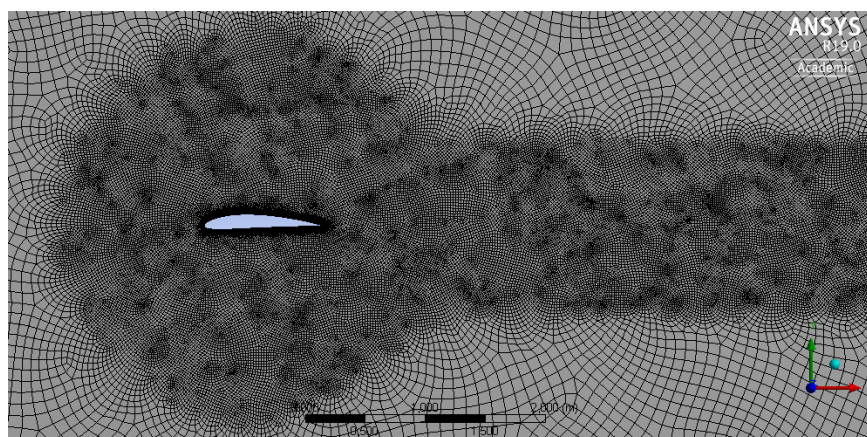
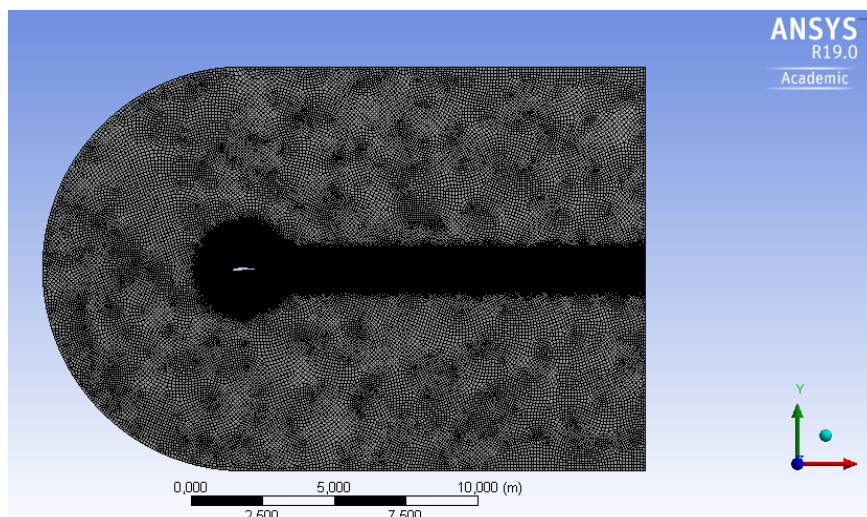
Abans de generar el mallat, s'han definit els següents aspectes:

- **Body Sizing:** s'ha realitzat un mallat de tot el volum de control. S'ha escollit *Body of Influence* a l'opció *Type*, per tal de refinar la malla en els dominis d'interès. La mida d'element escollida ha estat de 0,02 metres amb un rati de creixement de 1,2. Fora dels dominis d'interès s'ha definit una mida d'element de 0,1 metres.
- **Edge Sizing:** Per tal de fer la malla el més precisa possible al voltant del perfil alar, es defineixen el nombre de divisions d'elements que es volen a les vores del perfil. S'escullen les vores del perfil i a l'opció *Type* es selecciona *Number of Divisions*. Es realitzaran 500 divisions d'element a les vores del perfil amb un rati de creixement de 1,2.
- **Inflation:** aquesta opció s'utilitza per tal de definir la capa límit al voltant del perfil estudiat i permet que els elements propers al perfil tinguin un creixement continu i adequat a la curvatura del perfil a mesura que s'allunyen del perfil. Així doncs, es defineix la inflació a les vores del perfil i s'escull a *Inflation Option* l'opció de *Total Thickness*. Per tal de determinar el paràmetre *Maximum Thickness* es calcula el gruix màxim de la capa límit turbulenta:

$$\delta_{turb} = \frac{0,16 \cdot x}{Re^{\frac{1}{7}}} = \frac{0,16 \cdot 1}{4623559,54^{\frac{1}{7}}} = 0.0178 \text{ metres}$$

D'aquesta manera es defineix un *Maximum Thickness* de 0,018 m amb un rati de creixement de 1,2 i amb un total de 12 capes.

Amb aquests paràmetres s'ha obtingut una malla amb 232.982 nodes i 116.242 elements.



Figures 6.17, 6.18 i 6.19: Primer mallat [Font pròpia]

A continuació s'ha procedit a fer un estudi de la malla obtinguda on s'han estudiat els paràmetres de qualitat de malla *Aspect Ratio*, *Skewness Mesh Quality* i *Orthogonal Quality*.

El rati d'aspecte és la relació entre el costat més llarg i el més curt d'una cel·la. A més, les variacions locals en la mida de la cel·la han de ser mínimes, és a dir, les mides de les cel·les adjacents no han de variar en més d'un 20%. Tenir una relació d'aspecte gran pot donar com a resultat un error d'interpolació de magnitud inacceptable. En un molt bon mallat l'*Aspect Ratio* té valors pròxims a 5.

El paràmetre asimetria (*Skewness Mesh Quality*) també és una de les principals mesures de la qualitat d'una malla, ja que determina la proximitat a la idealitat d'una cara o d'una cel·la. D'acord amb la definició d'aquest paràmetre, un valor proper a 0 indica una cel·la amb tots els costats iguals (equilateral) mentre que un valor proper a 1 indica una cel·la completa-ment degenerada.

Per a cel·les quadrilàteres i triangulars, l'asimetria ha de ser inferior a 0,85 per tal que el programa pugui solucionar el mallat i que les simulacions no divergeixin obtenint així resultats fiables i precisos.

Orthogonal Quality és el paràmetre invers al *Skewness Mesh Quality*. Els seus valors han de ser el més propers a 1 possible.

Un cop clars aquest conceptes es procedeix a fer l'estudi de sensibilitat de la primera malla on s'obtenen els següents valors mitjans per cada un dels tres paràmetres definits:

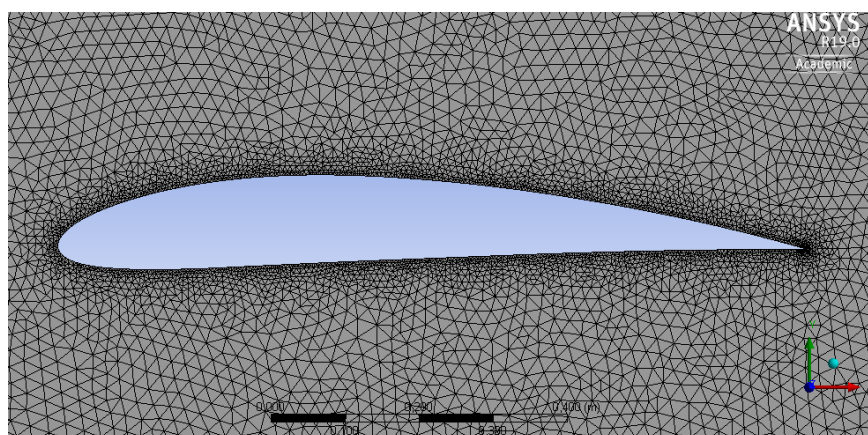
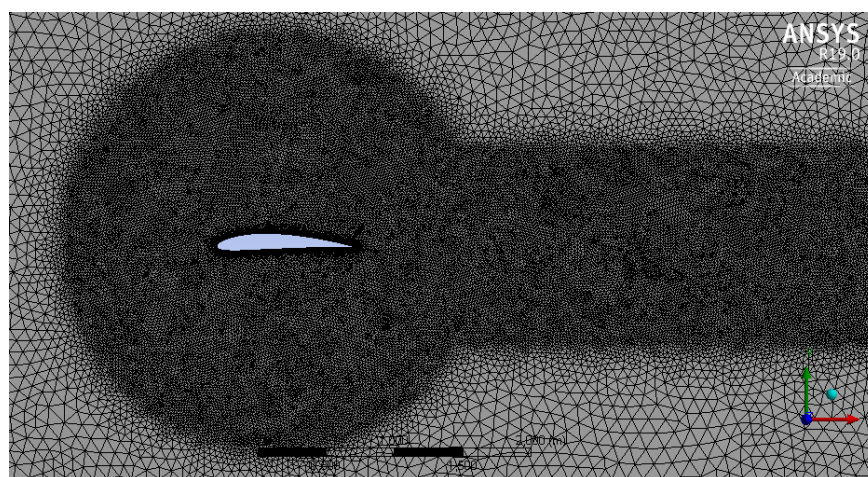
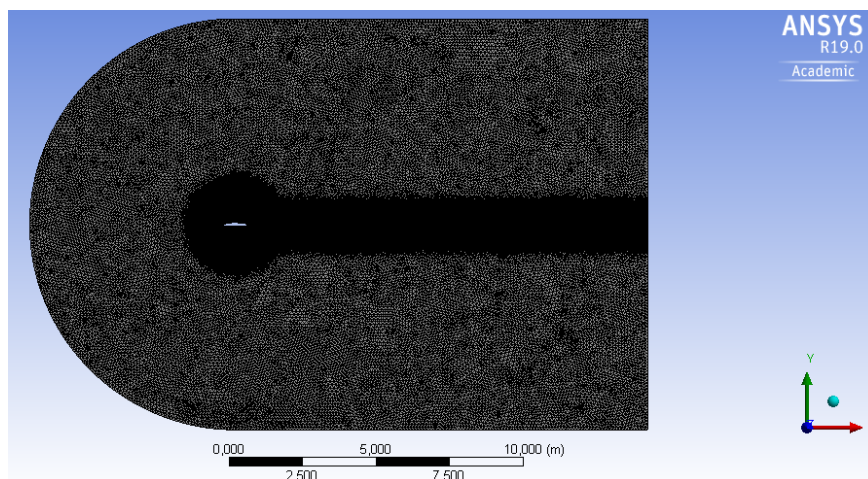
- *Orthogonal Quality average* = 0,97909
- *Skewness Mesh Quality average* = 0,1188
- *Aspect Ratio average* = 4,886

Com es pot observar, es tracta d'un molt bon mallat ja que la seva qualitat és elevada.

- **Segon mallat: *Path conforming method*.**

En aquest cas s'ha aplicat aquest mètode de mallatge que utilitza tetraedres com a elements. Aquest mètode és una tècnica de mallat on totes les cares i els seus límits (vores i vèrtex) ['patches'] dins d'una tolerància molt petita són respectades.

S'han realitzat el malla amb les mateixes condicions que en el cas anterior, només modificat el tipus de mètode obtenint una malla amb 204.603 nodes i 620.156 elements.



Figures 6.20, 6.21 i 6.22: Segon mallat [Font pròpia]

Els valors dels diferents paràmetres de qualitat són els següents:

- *Orthogonal Quality average* = 0,45708

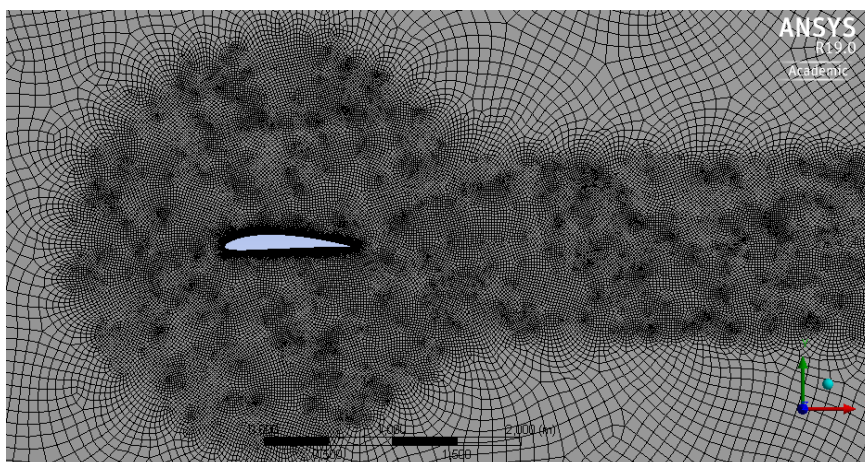
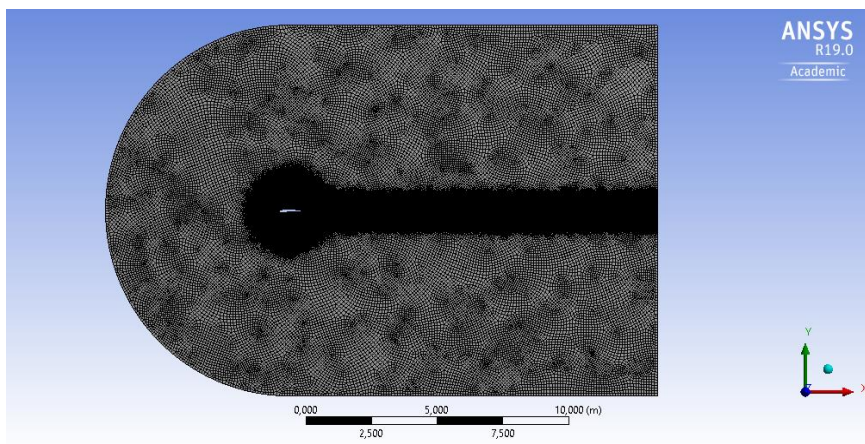
- *Skewness Mesh Quality average* = 0,54267
- *Aspect Ratio average* = 4,8274

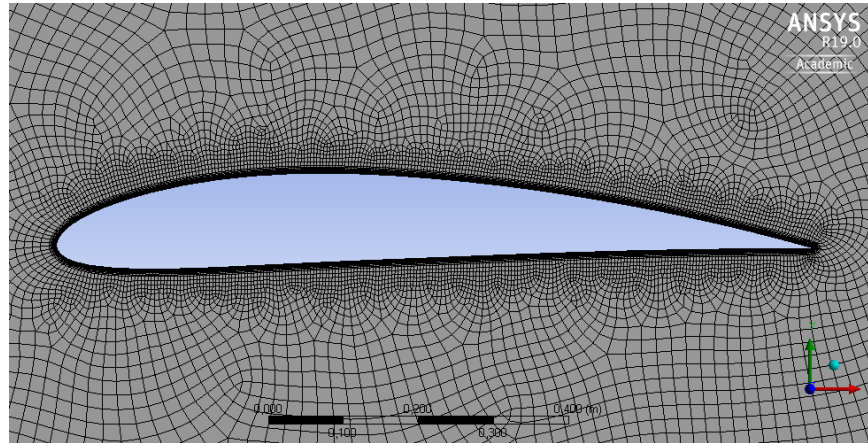
S'observa que la qualitat d'aquest mallat no és tant bona com la del primer ja que tant l'*Orthogonal Quality average* com el *Skewness Mesh Quality average* s'allunyen considerablement dels valors ideals.

- **Tercer mallat: *Sweep method*.**

El tercer mallat s'ha realitzat aplicant el mètode de malla *Sweep*. Aquest tipus de mallatge el que fa és "escombrar" el domini a mallar per tal d'adaptar la malla a la geometria i aconseguir així els elements que proporcionin la precisió més alta en els resultats. Aquest tipus de mallat utilitza tant elements quadrats com triangulars segons sigui més òptim.

Amb les mateixes condicions de mida d'elements i inflació definides al primer mallat s'ha obtingut una malla amb 232.982 nodes i 116.242 elements.





Figures 6.23, 6.24 i 6.25: Tercer mallat [Font pròpia]

Els valors dels diferents paràmetres de qualitat són els següents:

- *Orthogonal Quality average* = 0,97909
- *Skewness Mesh Quality average* = 0,1188
- *Aspect Ratio average* = 4,886

S'observa que coincideixen amb els del primer mallat, així com ho fan el nombre de nodes i elements, per tant es conclou que el mètode automàtic fa el mateix mallat que el fet amb el *Sweep method*. Tots dos mallats tenen una molt bona qualitat de malla i per tant s'escollirà un d'aquests dos mètodes per realitzar la resta de simulacions.

Com s'hauran de fer simulacions variant l'angle d'atac i incloent els *slats* en el domini d'estudi, es tria el tercer mallat ja que aquest ens assegurarà en tots els casos la màxima qualitat degut a que s'hi defineixen manualment tots els aspectes i condicions alhora de fer la malla.

D'aquesta manera, es parteix d'aquest tercer mallat per tal de realitzar totes les simulacions numèriques que es faran a continuació.

5.2.3. Superfícies del volum de control

Per tal de poder realitzar les simulacions i obtenir-ne resultats, s'han definit les entrades i sortides de flux així com la resta de superfícies que formen part del volum de control on s'aplicaran les condicions de contorn corresponents. Per donar nom a les diferents seccions s'utilitza l'eina *Create named section*. D'aquesta manera es defineixen les diferents superfícies de la geometria d'estudi:

- **Inlet:** aquesta superfície és on es definiran les condicions d'entrada de flux d'aire.
- **Outlet:** en aquesta superfície és on es definiran les condicions de sortida de flux d'aire.
- **Symmetry:** superfícies paral·leles al perfil alar en el pla X-Y. Són les dues cares del volum de control que delimiten els extrems de l'envergadura de l'ala.
- **Freestream:** superfícies superiors i inferiors del volum de control.
- **Airfoil:** superfície corresponent a la part de l'ala que s'estudia.

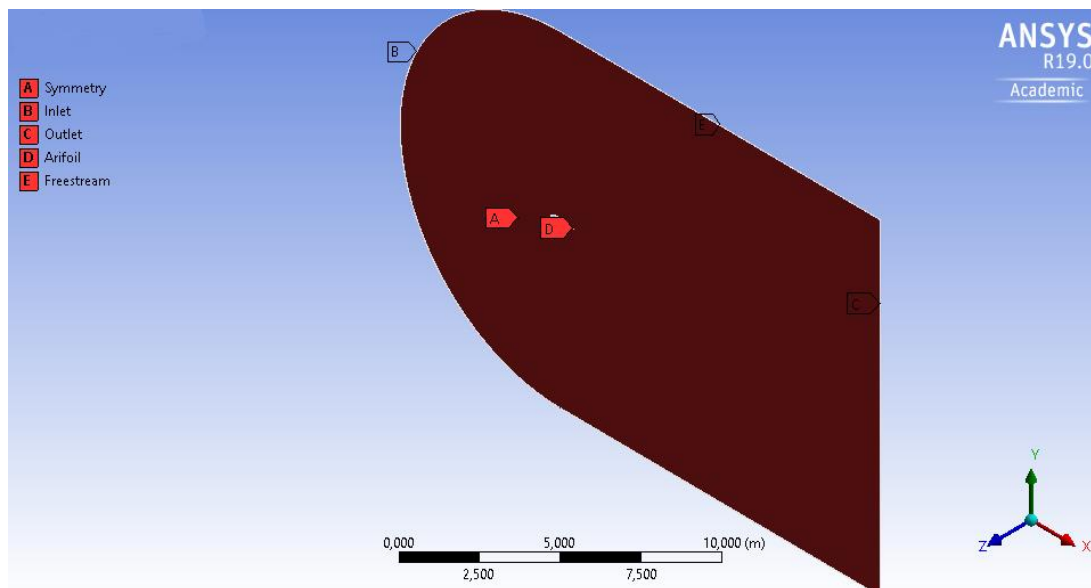


Figura 6.26: Disposició de les superfícies del volum de control [Font pròpia]

5.2.4. Setup

A continuació s'ha procedit a definir el tipus d'estudi que s'ha realitzat així com les condicions de contorn.

Com s'ha comentat anteriorment apareixerà una capa límit turbulenta al voltant del perfil alar. Aquest fet fa estudiar quin és el model de turbulència més adequat per a la simulació. ANSYS proporciona 3 diferents tipus de models turbulents dels quals se n'ha d'escollir un:

- **K-Epsilon:** És el millor model quant a estabilitat dels resultats i requereix un baix cost computacional, a més que és el més comú per simular condicions de flux extern turbulent. Es tracta d'un model amb dues equacions de transport (PDEs) que dona una descripció general de la turbulència:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - \rho \epsilon$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k}$$

La variable k s'anomena energia cinètica turbulenta i correspon a la primera variable de transport que determina l'energia present en la turbulència. La variable ϵ és la segona variable de transport i determina el rati de dissipació de l'energia turbulenta.

- **K-Omega**: és un model basat també en dues equacions que s'utilitza per fluids poc turbulents i per zones internes i properes a la capa límit. Les equacions són:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \rho P - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \sigma_k \frac{\rho k}{\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right], \quad \text{with } P = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j},$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\gamma \omega}{k} P - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \sigma_\omega \frac{\rho k}{\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \frac{\rho \sigma_d}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}.$$

On k correspon a energia cinètica turbulenta i ω al rati específic de dissipació de l'energia cinètica turbulenta.

- **Shear Stress Transport (SST)**: és un model que combina el millor dels dos anteriors, ja que per a zones externes utilitza el *K-Epsilon* i per a properes, el *K-Omega*. Així doncs, també té en compte, segons el nivell de turbulència, quin dels dos models anteriors cal utilitzar.

D'aquesta manera, es decideix utilitzar el model de turbulència *SST*, degut al fet que la combinació del millor dels altres dos models garanteix l'obtenció de millors resultats.

A continuació s'ha procedit a definir les condicions de contorn. Aquestes s'han localitzat a les superfícies definides a l'apartat 5.2.3 i són les següents:

- **Inlet**: la superfície associada és la que duu el mateix nom. S'hi defineix la velocitat del flux de 72,2 m/s (260 Km/h tal i com s'explica en l'apartat 5.1.1). Es farà l'estudi en una zona de flux d'aire lliure on no hi ha gaires pertorbacions, d'aquesta manera s'aplica una intensitat fraccional de turbulència del 1% i el paràmetre *Eddy viscosity ratio* es fica a 1. Es fixa també una temperatura constant en tota l'entrada de flux (*Static temperature*) de 298 K corresponent als 25°C en els quals es realitza la simulació.

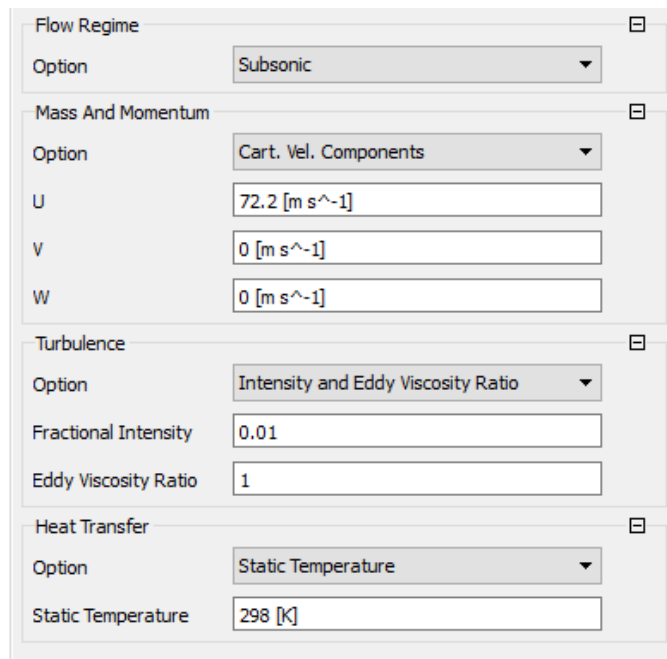


Figura 6.27: Condicions de contorn Inlet [Font pròpia]

- **Outlet:** la superfície associada és la que duu el mateix nom. S'hi defineix una pressió relativa a l'atmosfera de 0 Pa; per tant les simulacions es realitzaran a pressió atmosfèrica ja que l'estudi serà durant el moment de l'aterratge. En aquest cas el fluid ja ha passat per zones amb turbulències ocasionades per l'ala i, per tant, s'aplica una turbulència del 5% (*Pres. Profile Blend*).

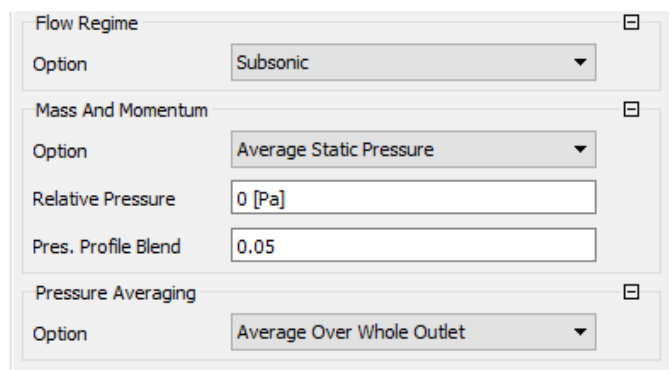


Figura 6.28: Condició de contorn Outlet [Font pròpia]

- **Freestream:** les superfícies associades són les que duen el mateix nom. S'assigna com a tipus de condició de contorn l'opció *Opening* (obertura), ja que no es coneix amb exactitud el comportament de l'aire en aquest límit del volum de control: pot ser que entri o que surti. L'opció *Entrainment* (Arrosegament) permet establir una pressió constant a totes dues superfícies sense haver de definir la direcció del fluid.

El solucionador calcularà localment la direcció del flux en funció del camp de velocitat. Aquestes dues superfícies es trobaran també a pressió atmosfèrica (*Relative pressure 0 Pa*). S'establirà un nivell de turbulència del 5% (*Medium*) que és el que ve predeterminat pel programa i s'ha cregut que tenint en compte les condicions del flux en aquestes superfícies és l'adequat. La temperatura romandrà constant en les dues superfícies a 298 K.

Figura 6.29: Condició de contorn Frestream [Font pròpia]

- **Symmetry:** les superfícies associades són les denominades de la mateixa manera. Aquesta condició de contorn ve predeterminada pel programa.
- **Default Domain Default:** associada al domini d'estudi, el perfil alar. El tipus de condició de contorn és *Wall* (Paret). Es defineix com una paret sense lliscament (*Non Slip Wall*) i adiabàtica. Cal destacar que aquesta condició de contorn apareix automàticament en haver definit anteriorment les regions d'estudi (*Airfoil*).

Figura 6.30: Condició de contorn Defaut Domain Default [Font pròpia]

El següent pas és definir el material i els models que es faran servir per fer la simulació. El

fluid utilitzat serà aire ideal i la pressió de referència d'1 atm; tots els altres paràmetres romandran en els valors predeterminats per *Ansys*.

A l'hora d'escollir els models, es defineix l'opció *Total Energy* pel cas del model de transferència de calor, ja que aquesta opció és la que millor contempla els efectes de l'energia cinètica, que, en el cas d'aquest estudi, tindrà un paper fonamental. Es recomana utilitzar aquest model quan el nombre de *Mach* sigui més gran que 0,2; tenint en compte la velocitat del flux de 72,2 m/s i la velocitat del so de 340 m/s, s'obté un nombre de *Mach* de 0,212 superior al límit de 0,2. El model de turbulència serà el *Shear Stress Transport*, tal i com s'ha justificat anteriorment.

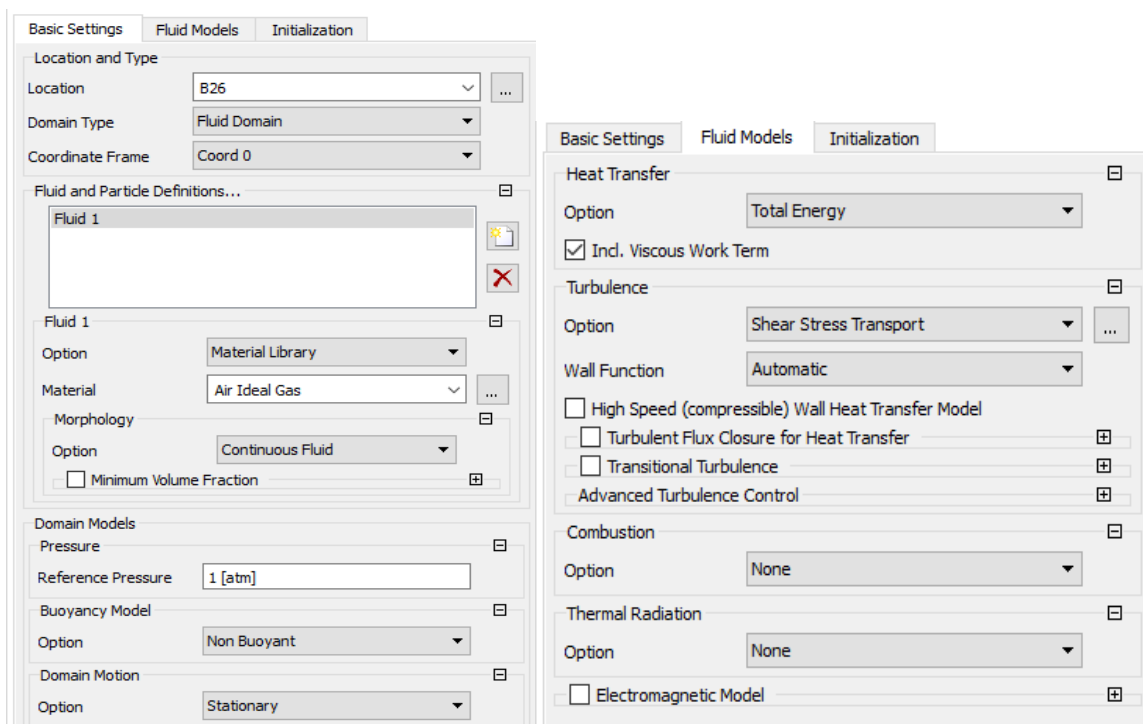


Figura 6.31: Tipus material i models del fluid [Font pròpia]

Finalment es determinen les opcions del *Solver* per tal de definir les condicions de la simulació. En l'apartat *Solver Control* s'acoten les iteracions entre 1 i 500 i es defineix un *Residual Target* de 0,0001 per tal de limitar els residus de l'error de la solució.

Advection Scheme
Option: High Resolution

Turbulence Numerics
Option: First Order

Convergence Control
Min. Iterations: 1
Max. Iterations: 500

Fluid Timescale Control
Timescale Control: Auto Timescale
Length Scale Option: Conservative
Timescale Factor: 1.0
☐ Maximum Timescale

Convergence Criteria
Residual Type: RMS
Residual Target: 1e-04
☐ Conservation Target
☐ Elapsed Wall Clock Time Control
☐ Interrupt Control

Figura 6.32: Solver Control [Font pròpia]

El tipus d'anàlisi serà *Steady State*, on el solucionador anirà fent iteracions numèriques fins arribar al màxim nombre d'iteracions o al *Residual Target* definit al *Solver*. Aquesta opció es defineix a l'apartat *Analysis Type*. S'escull aquest tipus d'anàlisi, ja que requereix menys cost computacional i és suficient pel tipus de simulacions que es volen fer.

5.2.5. Solution

A l'hora d'activar el solucionador s'ha marcat l'opció *High Resolution* i s'ha configurat com una simulació local en paral·lel amb 8 particions per tal de garantir la màxima precisió tenint en compte les limitacions computacional de l'equip usat.

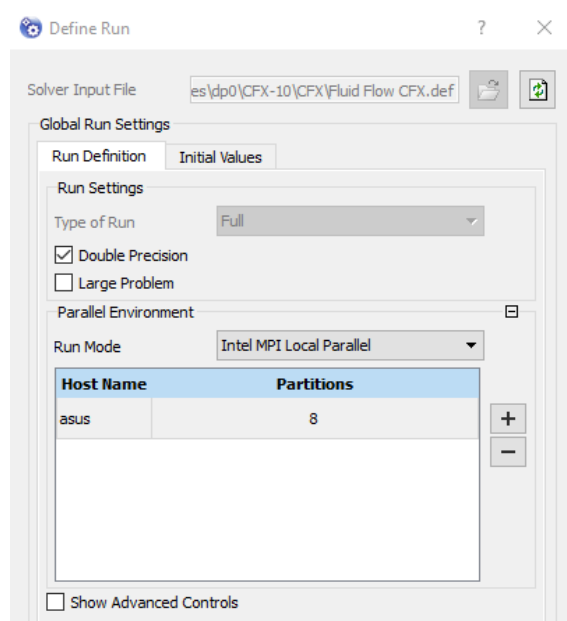


Figura 6.33: Solution [Font pròpia]

5.2.6. Anàlisi dels resultats

En aquest apartat es farà l'anàlisi dels resultats obtinguts amb el model en 2D. S'han simulat els angles d'atac de 0°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14° i 16°, tant amb el perfil alar amb *slat*, com sense.

Per tal de fer els dos estudis, s'han fet servir els mateixos procediments descrits en els apartats anteriors amb l'única variació del domini d'estudi.

A continuació es farà una explicació de la solució obtinguda i es compararan els resultats obtinguts amb i sense *slat*. Aquestes explicacions es faran pels angles de 0°, 6° i 12° ja que són molt il·lustratius del comportament general de l'ala i l'*slat*. S'incorporaran certes imatges de la solució.

A l'apartat *B. Camps de Velocitats* dels annexos s'hi podran trobar les figures dels camps de velocitats per cada un dels casos descrits a continuació. Aquestes imatges poden servir com a complement a l'hora de fer l'anàlisi de resultats. A l'apartat *D. Gràfiques de Turbulència* dels annexos es poden trobar les gràfiques de turbulència per cada una de les simulacions. Aquestes serviran per complementar la informació de cada simulació.

- Angle d'atac de 0°

- Perfil alar sense *slat*

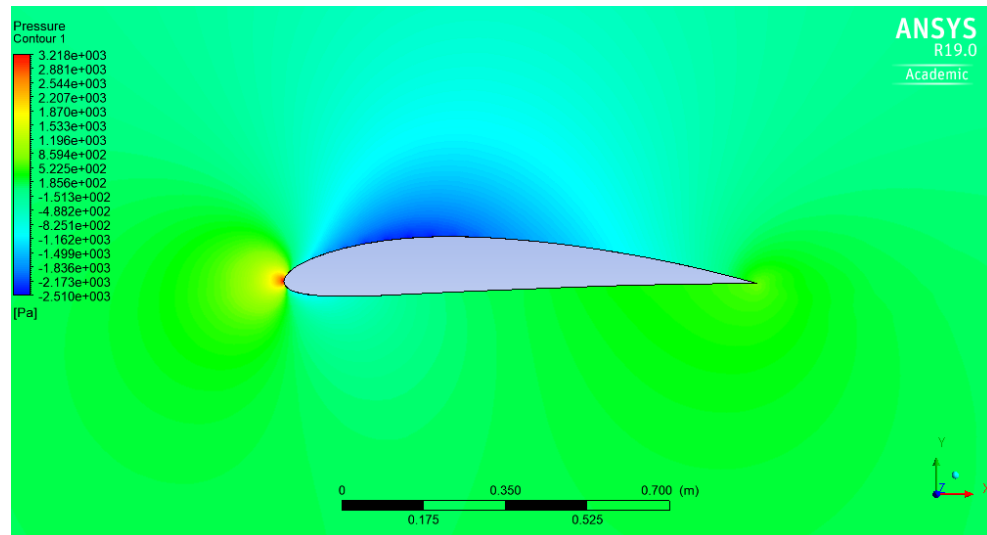


Figura 6.34: Camp de pressions al pla mig [Font pròpia]

En la *Figura 6.34* es pot observar quines seran les pressions a les quals estarà sotmès el perfil alar en els diferents punts. El punt on la pressió és més elevada és al caire d'atac, ja que és on l'aire impacta i perd la seva velocitat fent augmentar la pressió. Aquest punt s'anomena punt d'estancament, ja que la velocitat es pot considerar nul·la.

La major part de l'extradós està sotmesa a una depressió, ja que en aquests punts l'aire hi circula a gran velocitat. Es pot observar com la pressió en l'intradós és relativament elevada, degut a les baixes velocitats en aquests punts. Aquest fet que serà el causant, juntament amb la zona de depressió, de la major part del *Lift* fent que aquest perfil ja tingui una certa sustentació fins i tot a 0°.

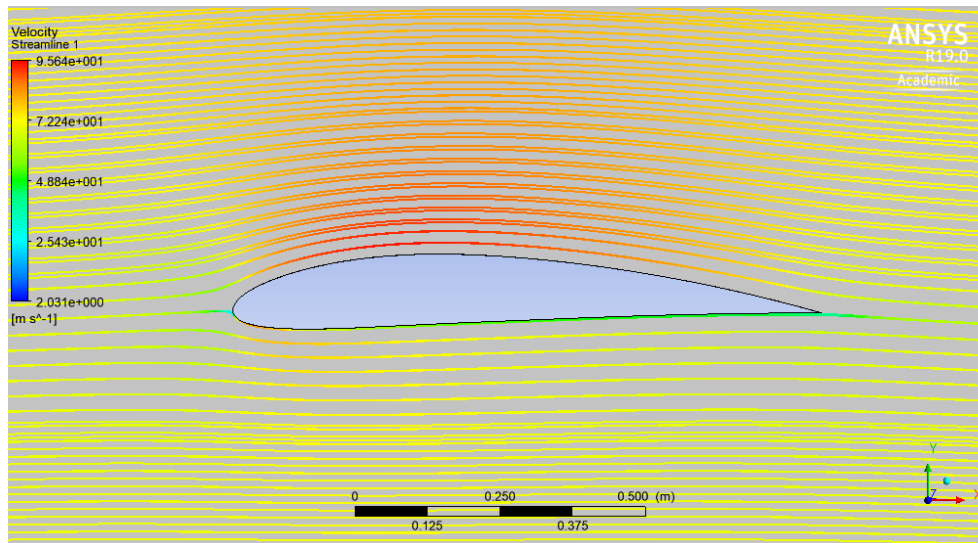


Figura 6.35: Línies de corrent al pla mig [Font pròpia]

En aquesta figura es poden observar els valors de la velocitat al voltant del perfil alar, així com les trajectòries que seguirà el flux d'aire al voltant del perfil.

Fent referència a allò que s'ha comentat sobre el camp de pressions, es pot veure que els valors de la velocitat complementen i justifiquen l'explicació feta: on hi ha pressions elevades les velocitats són petites, i la inversa.

Aquest gràfic permet analitzar en detall el deixant a la part de darrere del perfil així com l'aparició de remolins o el desprendiment de la capa límit. En el cas dels 0° , aquests tres elements són pràcticament inexistents ja que les partícules d'aire tendeixen a adherir-se al perfil.

Es pot complementar l'anàlisi amb la *Figura B.1* dels annexos on s'hi observa el camp de velocitats al voltant del perfil. Les velocitats són altes a les zones de baixes pressions i baixes a les zones d'alta pressió. Aquest gràfic també permet veure el deixant que apareix a la part final del perfil, encara que en els 0° és gairebé inexistent.

A la *Figura D.1* dels annexos es mostra la gràfica de turbulència on s'hi aprecien els valors dels paràmetres turbulents a cada iteració.

Els valors dels paràmetres aerodinàmics, un cop ha convergit la solució, són:

Cl	0,459
Cd	0,012

Els valors teòrics per aquest perfil i angle d'atac són de 0,5 pel C_l i 0,008 pel C_d . Aquest fet fa donar per bons els resultats ,ja que són molt similars als teòrics.

- **Perfil alar amb *slat***

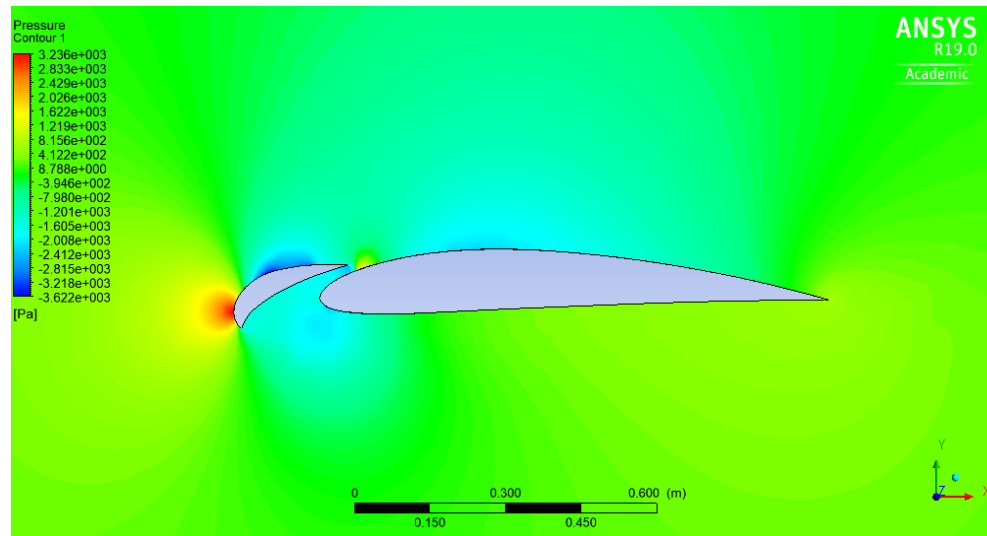


Figura 6.36: Camp de pressions al pla mig [Font pròpia]

S'observa clarament que la distribució de pressions al voltant del perfil alar amb *slat* segueix la mateixa dinàmica que en el cas anterior: s'hi pot veure un punt d'estancament, pressions més baixes a l'extradós i més altes a l'intradós. Cal dir que no s'observa una gran diferència en la sustentació per un angle de 0° entre l'ala amb *slat* i sense.

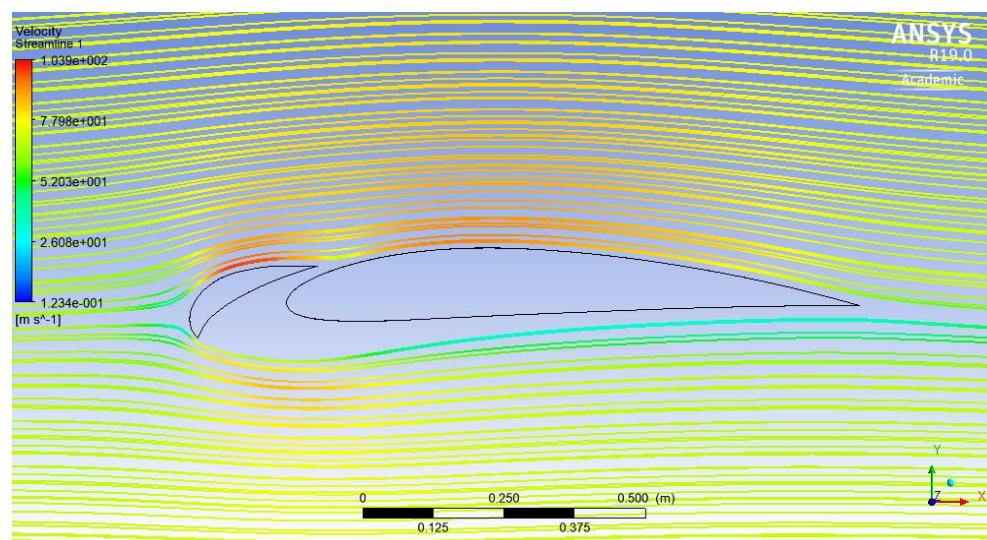


Figura 6.37: Línies de corrent al pla mig [Font pròpia]

Com al cas sense *slat* les velocitats són més elevades en les zones de pressió petita i a la inversa. Quan l'element hipersustentador fa efecte, el desprendiment de la capa límit i l'aparició de deixant són menors o tarden més en aparèixer; en aquest cas, però, l'efecte és mínim.

A la *Figura B.2* dels annexos s'observa que les zones de baixes velocitats es troben fonamentalment a l'intradós de l'*slat* i del perfil alar. Aquests punts durant associats un cert deixant degut a l'efecte distorsionador de flux de l'*slat*.

A la *Figura D.2* dels annexos es mostra la gràfica de turbulència on s'hi aprecien els valors dels paràmetres turbulents a cada iteració.

Els valors dels paràmetres aerodinàmics un cop ha convergit la solució són:

Cl	0,464
Cd	0,039

La sustentació no augmenta de forma exagerada, ja que els efectes dels *slats* apareixen a angles d'atac més grans. És destacable i lògic l'increment del *drag*, ja que en afegir un altre element al perfil alar, li serà més difícil al flux d'aire de circular al voltat d'aquest.

- **Angle d'atac de 6°**

- **Perfil alar sense *slat***

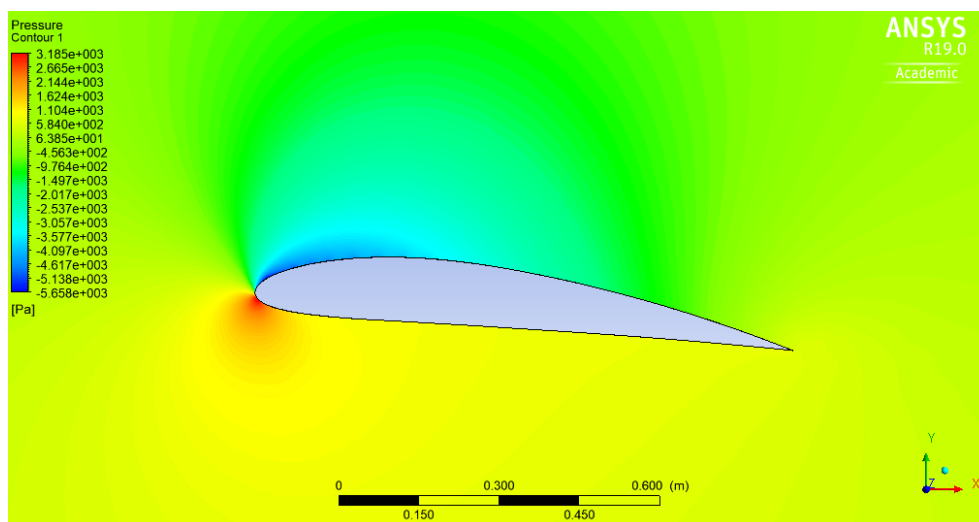


Figura 6.38: Camp de pressions al pla mig [Font pròpia]

En aquest cas s'observa com el punt d'estancament se situa al principi de l'intradós, per causa de la inclinació del perfil alar. Les pressions a l'intradós augmenten respecte als 0° , fet que proporcionarà més sustentació al perfil ja que la diferencia de pressions és major.

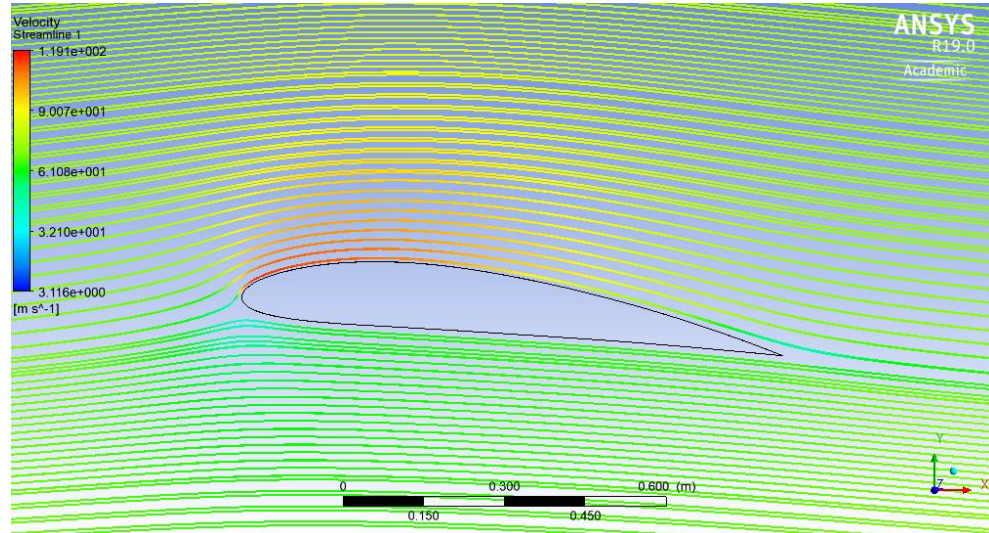


Figura 6.39: Línies de corrent al pla mig [Font pròpia]

Apareix molt poc deixant i el desprendiment de la capa límit és molt petit, apareix al final del perfil. Les velocitats segueixen essent majors a les zones de menor pressió i menors a les de alta.

A la *Figura B.3* dels annexos s'observa també l'aparició del deixant i el desprendiment a la part final del perfil així com la distribució de velocitats.

A la *Figura D.3* dels annexos es mostra la gràfica de turbulència on s'hi aprecien els valors dels paràmetres turbulents a cada iteració.

Els valors dels paràmetres aerodinàmics un cop ha convergit la solució són:

Cl	1,095
Cd	0,026

La sustentació augmenta amb l'angle d'atac així com ho fa el *lift*.

- Perfil alar amb *slat*

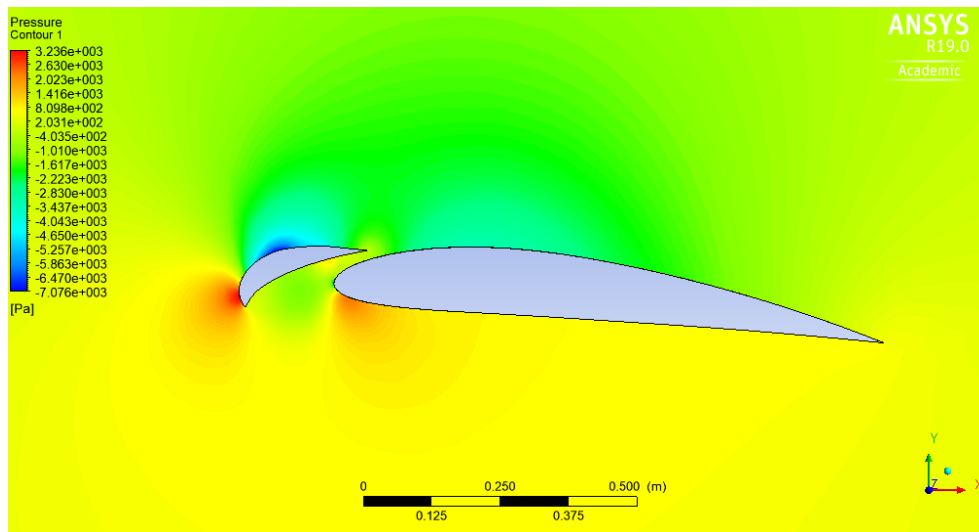


Figura 6.40: Camp de pressions al pla mig [Font pròpia]

En aquest cas apareixen dos punts d'estancament, el primer a l'extradós de l'*slat* i l'altre a l'intradós del perfil alar. Tampoc s'aprecien grans diferències de pressió respecte al perfil sense l'element hipersustentador.

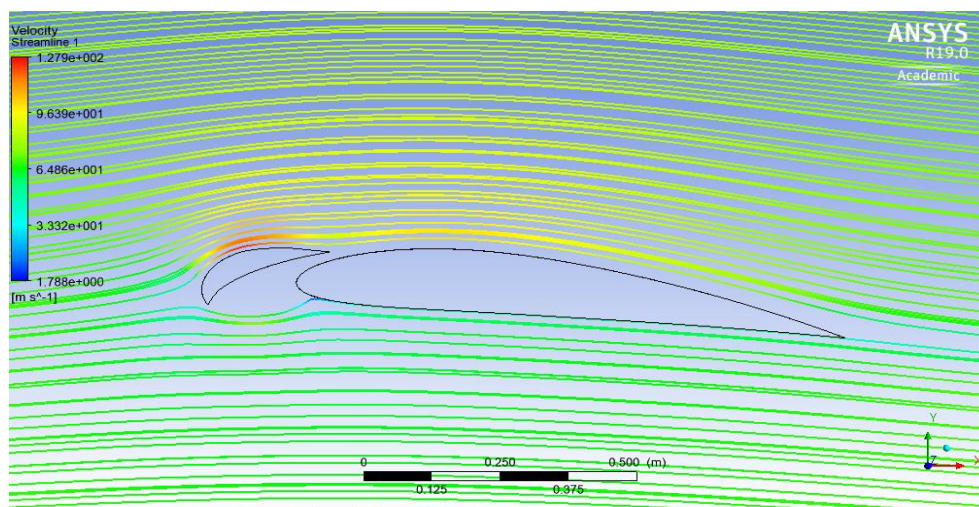


Figura 6.41: Línies de corrent al pla mig [Font pròpia]

Els efectes sobre el flux de l'*slat* encara no acaben d'aparèixer del tot. El retardament del despreniment no es fa evident com tampoc ho fa el despreniment de la capa límit.

A la *Figura B.4* dels annexos s'observa com amb l'augment de l'angle d'atac les regions de baixes velocitats disminueixen, fet que donarà més estabilitat aerodinàmica al perfil.

A la *Figura D.4* dels annexos es mostra la gràfica de turbulència on s'hi aprecien els valors dels paràmetres turbulents a cada iteració.

Els valors dels paràmetres aerodinàmics, un cop ha convergit la solució, són:

Cl	1,132
Cd	0,0368

Com en el cas anterior, la sustentació no augmenta de forma exagerada. L'increment del *drag* tampoc és excessiu: de 0° a 6°.

- **Angle d'atac de 12°**

- **Perfil alar sense *slat***

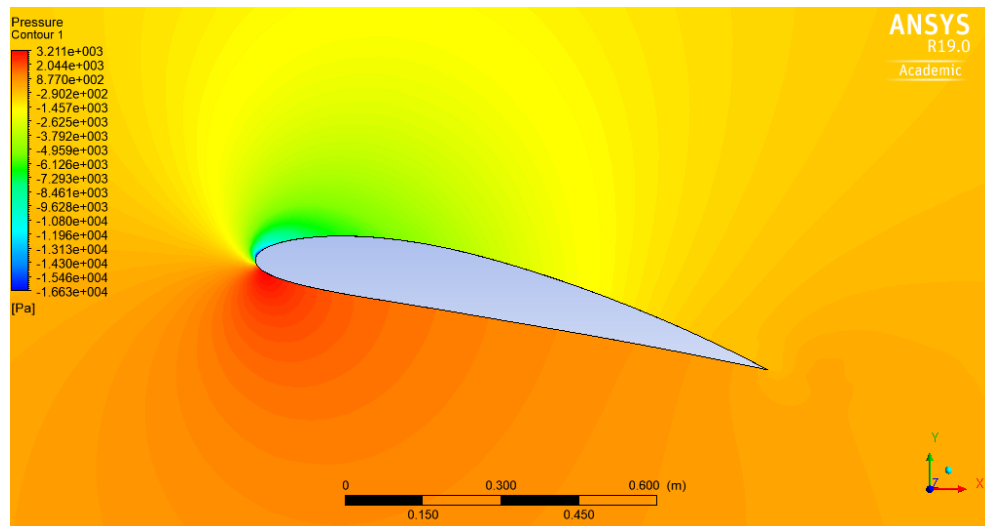


Figura 6.42: Camp de pressions al pla mig [Font pròpia]

S'observa un clar increment en la distribució de pressions a l'intradós: un fet que farà augmentar substancialment la sustentació del perfil. A l'extradós apareixen depressions de valors elevats, fet que farà que la diferència de pressions entre les dues superfícies del perfil alar sigui elevada.

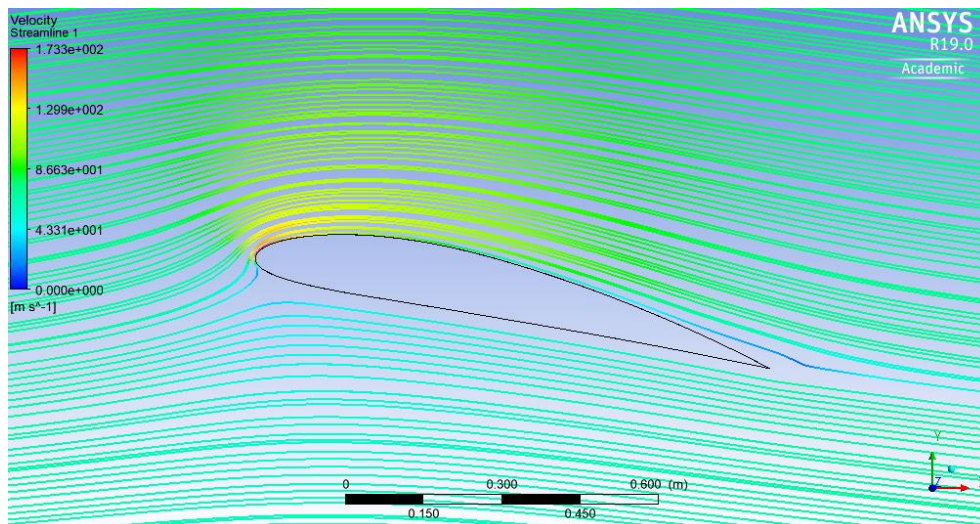


Figura 6.43: Línies de corrent al pla mig [Font pròpia]

A la part final de l'ala es fa més evident el desprendiment de capa límit, així com l'aparició del deixant. Aquest fet provocarà turbulències al voltant del perfil: a mesura que s'augmenta l'angle d'atac al flux d'aire li costa més adherir-se a la superfície alar, sobretot a la part final d'aquesta.

A la *Figura B.5* dels annexos s'observa molt clarament el deixant comentat.

A la *Figura D.5* dels annexos es mostra la gràfica de turbulència on s'hi aprecien els valors dels paràmetres turbulents a cada iteració.

Els valors dels paràmetres aerodinàmics un cop ha convergit la solució són:

Cl	1,617
Cd	0,053

L'augment de la sustentació amb l'angle d'atac és important. El valor teòric del coeficient de sustentació pel perfil NACA 4412 als 12° és de 1,5. S'obté un error relatiu del 7,8% entre el valor ideal i l'experimental que es considera acceptable.

El valor teòric del coeficient de resistència és de 0,03. Malgrat que en aquest cas la diferència amb l'obtingut és una mica més gran, les simulacions es consideren vàlides, ja que tant el mallat com la definició de la simulació (*Setup*) són el més acurats possibles tenint en compte les limitacions computacionals de la versió acadèmica d'*Ansys* i de l'equip utilitzat.

- Perfil alar amb *slat*

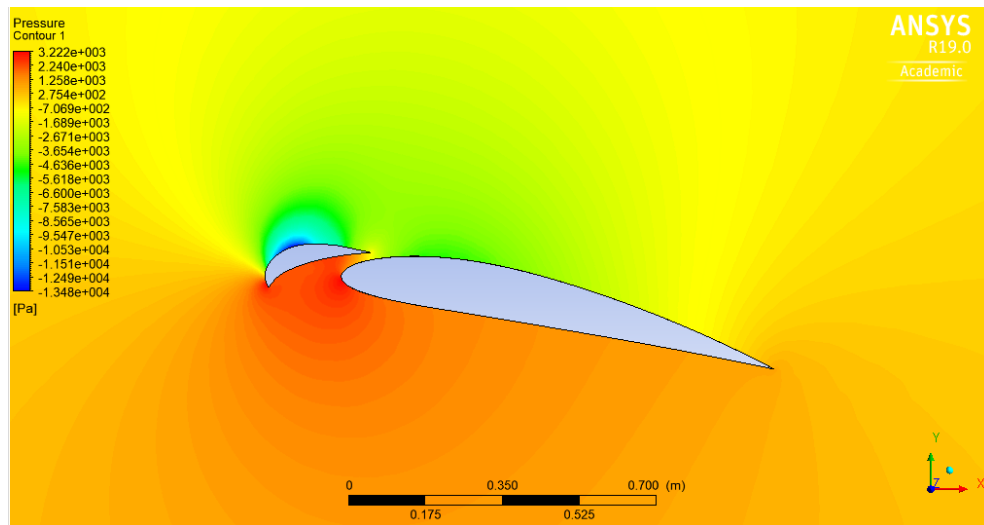


Figura 6.44: Camp de pressions al pla mig [Font pròpia]

Respecte als 6° , l'augment de pressions a l'intradós és considerable així com les depressions a l'extradós. Aquest fet provocarà un augment de la sustentació.

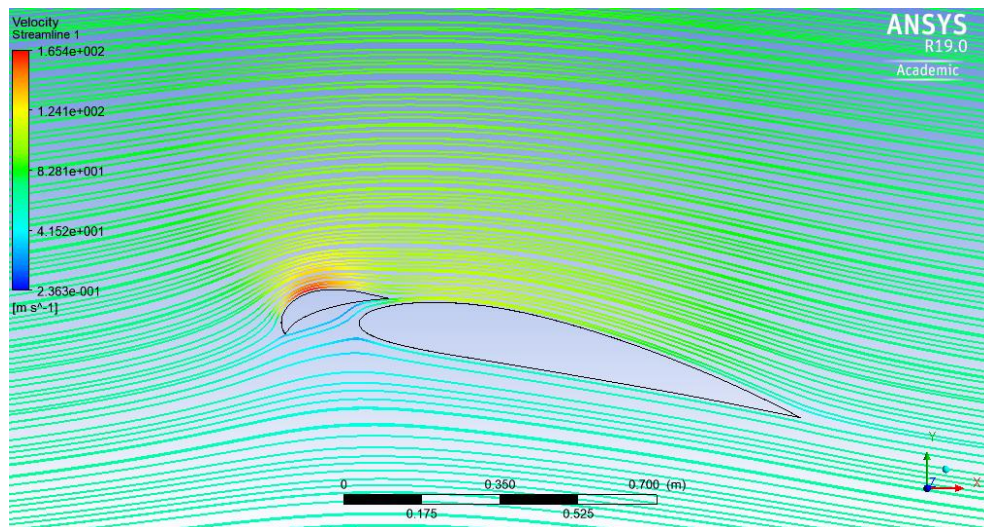


Figura 6.45: Línies de corrent al pla mig [Font pròpia]

En aquest cas es fan més evidents els efectes de l'*slat* en termes de distribució del flux de corrent d'aire. L'element hipersustentador fa que les línies de corrent s'adhereixin més a la superfície alar, malgrat haver augmentat l'angle d'atac; d'aquesta manera es redueix el deixant, la creació de remolins i el despreniment de la capa límit. Tots aquests efectes resulten en un endarreriment del punt d'entrada en pèrdua (*stall*). Aquest fet provoca que l'aeronau pugui treballar a angles d'atac més grans i velocitats de vol més reduïdes sense

perdre sustentació, o fins i tot guanyant-ne.

A la *Figura B.6* dels annexos es pot veure com segueixen disminuint les zones de baixes velocitats. També s'aprecia la disminució del deixant i del despreniment de la capa límit.

A la *Figura D.6* dels annexos es mostra la gràfica de turbulència on s'hi aprecien els valors dels paràmetres turbulents a cada iteració.

Els valors dels paràmetres aerodinàmics un cop ha convergit la solució són:

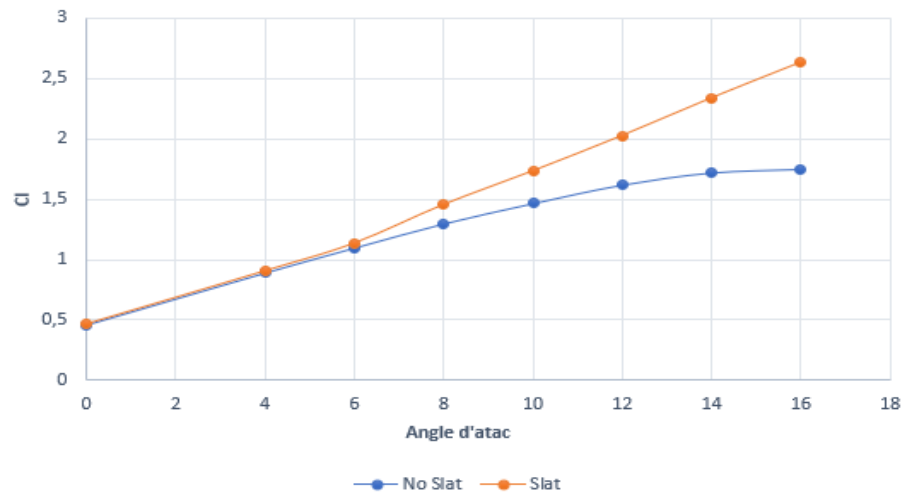
Cl	2,022
Cd	0,059

S'aprecia l'augment de la sustentació així com del coeficient de resistència a l'avanç. Cal destacar que l'ús que es fa dels *s/lats* és en el decurs de situacions on es busca estabilitat aerodinàmica (sustentació i endarreriment de l'*stall*) a baixes velocitats, així doncs un alt *drag* pot ser fins i tot positiu per tal de reduir la velocitat de l'avió.

- **Comparativa segons l'angle d'atac**

A continuació, es representen tres gràfiques, per tots els angles d'atac estudiats, on es compara el perfil amb l'*s/lal* incorporat i sense. La primera s'hi representa el coeficient de sustentació envers l'angle d'atac; la segona, el coeficient de resistència a l'avanç envers l'angle d'atac, i la tercera, l'eficiència aerodinàmica envers l'angle d'atac.

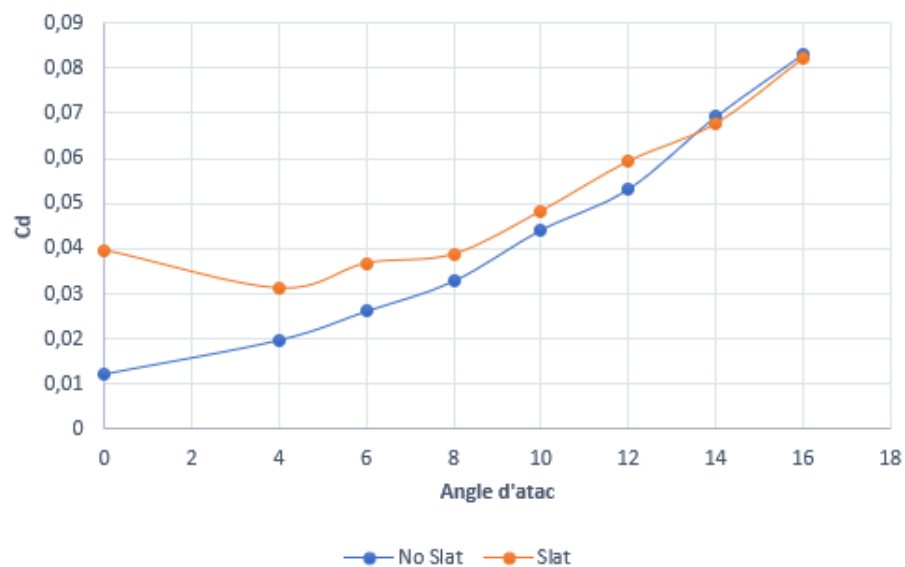
A partir d'aquestes gràfiques es podran treure conclusions més àmplies i acurades al comportament real del perfil alar, ja que el ventall d'angles d'atac d'estudi és més elevat i es tindrà una visió general dels coeficients aerodinàmics. Aquests coeficients són els que defineixen millor els comportaments aerodinàmics de qualsevol objecte sotmès a un flux d'aire.



Gràfic 6.1: C_l vs angle atac [Font pròpia]

Es veu clarament com l'efecte de l'*slat* sobre la sustentació apareix per un angle d'atac de 6° i es va fent més present a mesura que aquest augmenta. Aquests resultats són els esperats, ja que és en situacions amb un cert angle d'atac quan es fa ús dels *slats*.

En la realitat s'espera que els *slats* comencin a afectar notablement a l'aerodinàmica de l'ala sobre els 10° - 12° . En el cas estudiat, l'efecte dels elements hipersustentadors apareix abans, ja que el model que s'ha simulat és un perfil alar en 2D on l'envergadura és extremadament reduïda; per aquest motiu el següent estudi serà en 3D.

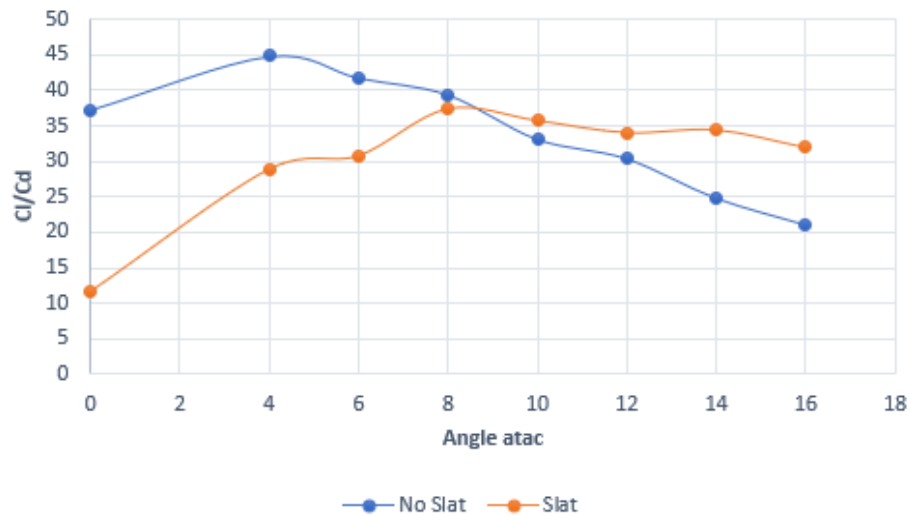


Gràfic 6.2: C_d vs angle d'atac [Font pròpia]

S'observa com la diferència de *drag* es va reduint a mesura que s'augmenta l'angle d'atac.

Per angles d'atac petits l'*slat* és un obstacle pel flux d'aire i no ajuda de cara que aquest circuli amb facilitat. Però quan l'angle d'atac creix, l'*slat* va facilitant el flux de corrent d'aire tal i com s'ha vist en les simulacions presentades anteriorment.

Per angles d'atac elevats (14° - 16°) el coeficient de resistència a l'avanç és gairebé igual en els dos casos. Així doncs, afegint l'element hipersustentador al perfil, s'aconsegueix augmentar molt la sustentació sense haver d'assumir un gran increment de resistència a l'avanç fet que reafirma l'ús de l'*slat* en alts angles d'atac.



Gràfic 6.3: Eficiència aerodinàmica vs angle d'atac [Font pròpia]

Com s'ha dit, l'ús dels *slats* està enfocat a angles d'atac relativament elevats (a partir d'aproximadament 10°). Al Gràfic 3.3 es pot veure clarament com l'eficiència aerodinàmica es maximitza, respecte el perfil alar sense *slat*, amb l'ús d'aquest element hipersustentador a partir d'aquest rang d'angles.

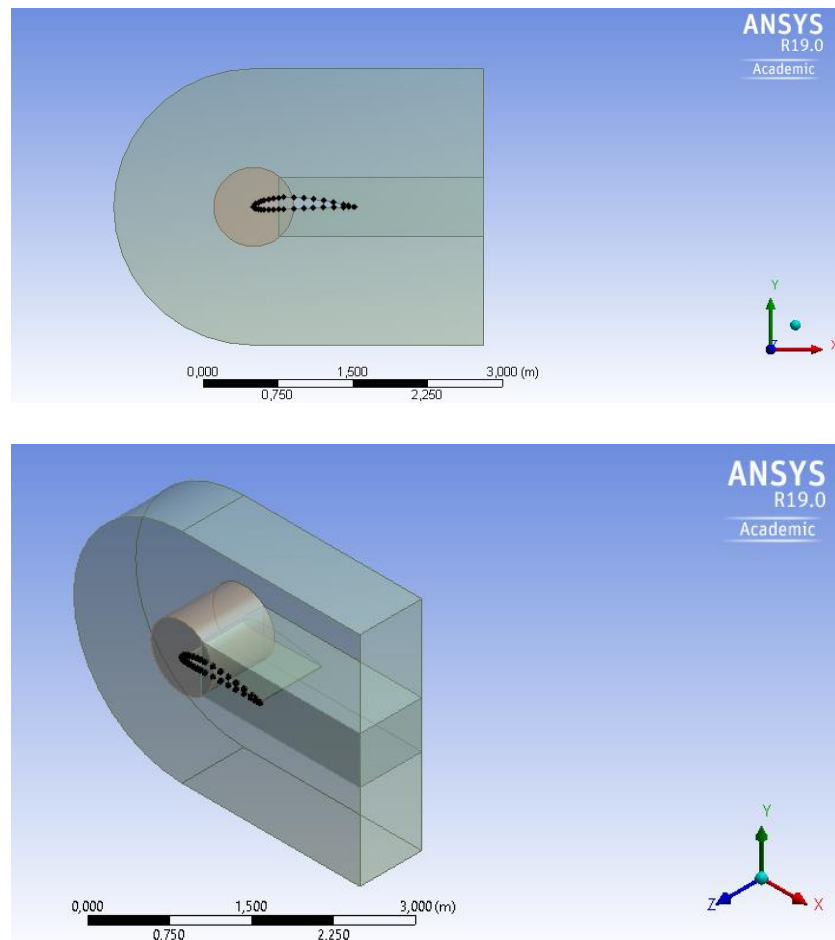
Si s'estudia angles d'atac més reduïts (0° fins 8°), l'eficiència és major pel perfil alar sense els efectes de l'*slat*. En aquest interval d'angles d'atac no tindrà sentit fer servir aquest element aerodinàmic, degut al fet que el *drag* addicional que afegeix l'*slat* no compensa el guany de *lift*.

5.3. Simulació numèrica en 3D

Després d'haver realitzat les simulacions en un domini 2D, s'ha cregut convenient seguir l'estudi amb un domini 3D, ja que, tal com s'ha comentat, es creu que els resultats podran ser més aproximats a la realitat física. D'aquesta manera es procedirà a modificar el volum de control per tal d'adaptar-lo a un cos tridimensional on s'hi faran simulacions de l'ala amb *slat*, i sense.

5.3.1. Volum de control

El nou volum de control es basa en allò que ha estat utilitzat en la simulació en 2D. S'han reduït considerablement les dimensions per tal de poder tenir nodes suficients un cop s'hi afegeixi profunditat. El volum de control obtingut és el següent:



Figures 6.46 i 6.47: Volum de control utilitzat [Font pròpia]

Les superfícies externes del perfil alar coincideixen amb les del volum de control, ja que el que interessa és l'estudi dels efectes de l'*slat* sobre el l'ala, i en una ala convencional

aquests elements no es troben als seus extrems. D'aquesta manera no s'estudia el que passa als extrems de les ales sinó el comportament en les seccions on intervien els *slats*.

Com en el cas en 2D, s'han definit dos volums addicionals (rectangle i cercle) en els quals s'hi refinarà el mallat.

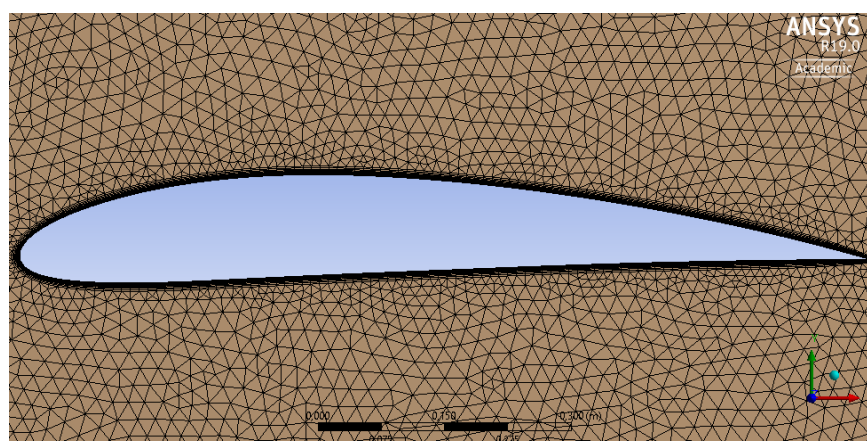
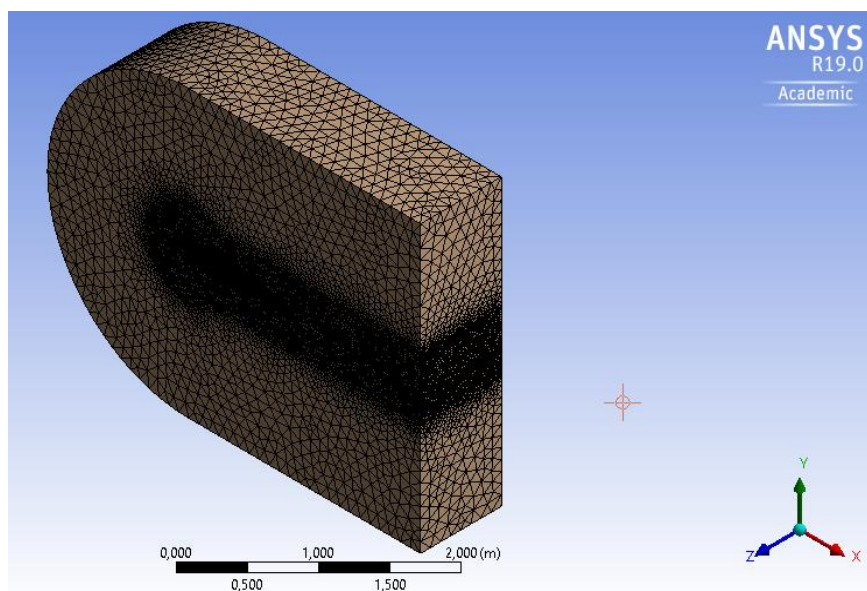
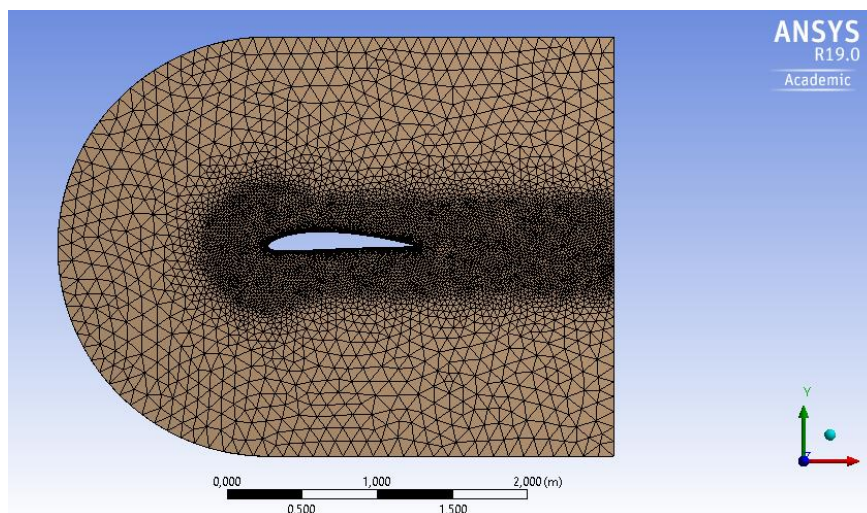
5.3.2. Mallat

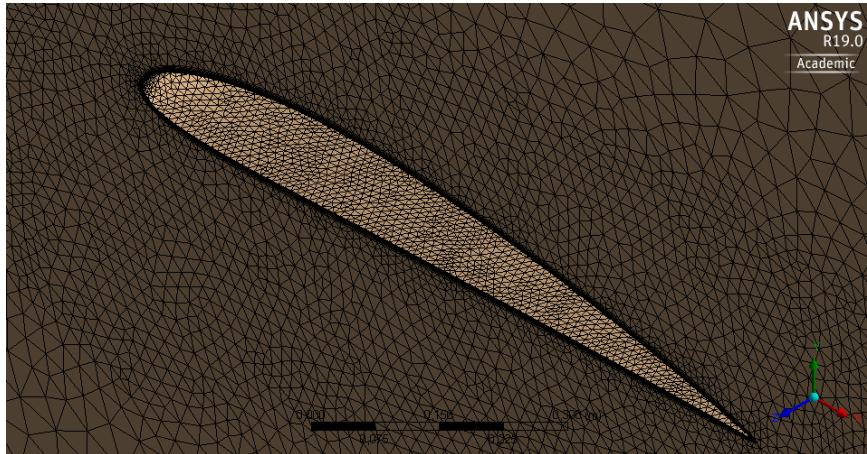
En el cas de mallats de volums en 3D, *Ansys* no permet utilitzar el *Sweep Method* si es vol realitzar inflació. En aquest estudi és imprescindible fer servir la inflació per tal de definir la capa límit correctament i aconseguir resultats el més precisos al voltant del domini d'estudi. Així doncs, des d'un principi s'ha utilitzat el mètode de mallat *Patch Conforming Method* que és el que assegura millors resultats en volums en 3 dimensions tenint en compte aquestes restriccions.

Un cop en aquest punt, s'han dut a terme les següents operacions:

- **Body Sizing:** s'ha realitzat un mallat de tot el volum de control. S'ha escollit *Body of Influence* a l'opció *Type* per tal de refinar la malla en els dominis d'interès. La mida d'element escollida ha estat de 0,02 metres amb un rati de creixement de l'1,2. Fora dels dominis d'interès s'ha definit una mida d'element de 0,1 metres. Són els mateixos paràmetres definits en l'anàlisi 2D.
- **Face Sizing:** per tal de fer la malla el més precisa possible al voltant del perfil alar es dimensionen les superfícies que formen l'ala i/o l'*slat*. A l'opció *Type* se selecciona *Element Size* i s'hi defineix una mida d'element de 0,01 metres amb un rati de creixement de l'1,2.
- **Inflation:** es defineix la inflació a les superfícies que formen de l'ala i/o l'*slat* i s'escull a *Inflation Option* l'opció de *Total Thickness*. El paràmetre *Maximum Thickness*, el rati de creixement i el nombre de capes seran els mateixos que en l'estudi en 2D: 0,018, 1,2 i 12, respectivament.

Amb aquests paràmetres definits i en el volum de control exposat s'obté un mallat amb 511.864 nodes i 2.156.128 elements. Aquest mallat compleix la restricció del nombre de nodes i s'ha obtingut variant les dimensions del volum de control de forma successiva. D'aquestes modificacions se'n parla al punt C. *Variacions del volum de control pel model 3D* dels annexos.





Figures 6.48, 6.49, 6.50, 6.51: Mallat 3D [Font pròpia]

Els valors dels diferents paràmetres de qualitat són els següents:

- *Orthogonal Quality average* = 0,79218
- *Skewness Mesh Quality average* = 0,20605
- *Aspect Ratio average* = 5,4871

Tal i com es pot apreciar, es tracta d'un molt bon mallat. S'ha donat per vàlid degut al fet que amb la limitació de nombre de nodes és impossible reduir la mida d'elements o realitzar qualsevol altra modificació dels paràmetres de mallatge per fer la malla més acurada.

S'ha realitzat el mallat amb l'opció d'*Automatic method* i s'ha obtingut una malla idèntica a la descrita. Aquest fet referma la decisió d'escollir el mallat exposat.

5.3.3. Superfícies del volum de control

Les diferents superfícies del volum de control són les mateixes descrites a la simulació bidimensional:

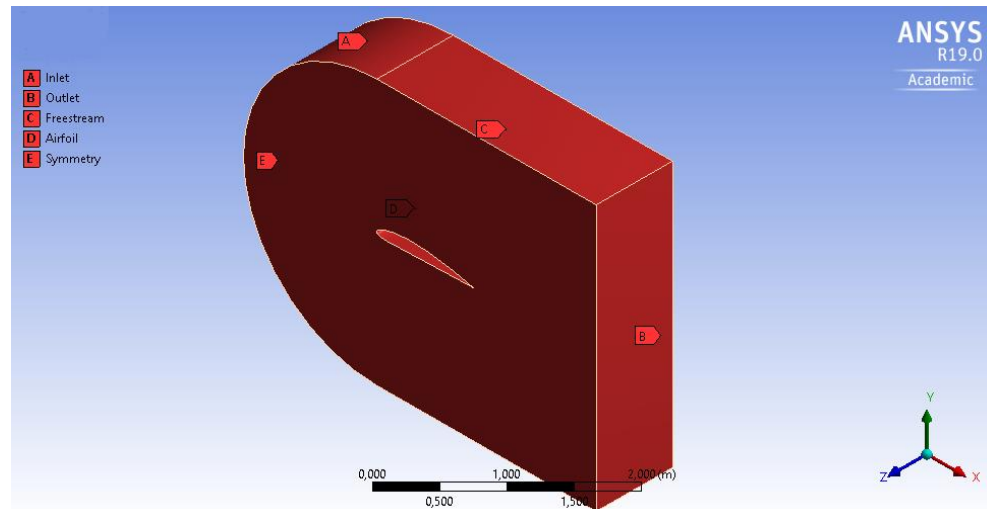


Figura 6.52: Disposició de les superfícies del volum de control [Font pròpia]

5.3.4. Setup

El tipus d'estudi i les condicions de contorn definides en aquesta simulació són idèntics a les explicades pel cas bidimensional. Això és degut al fet que l'estudi és el mateix: l'única diferència ha estat el volum de control a estudiar.

5.3.5. Solution

Així com en el cas del *Setup*, les opcions escollides en el cas de determinar el solucionador han estat les mateixes que en l'estudi en dos dimensions.

5.3.6. Anàlisi dels resultats

En aquest apartat es farà l'anàlisi dels resultats obtinguts amb el model en 3D. S'han simulat els angles d'atac de 0° , 4° , 6° , 8° , 10° , 12° , 14° i 16° , tant amb el perfil alar amb *slat* com sense. Cal dir que en veure els resultats obtinguts s'ha decidit simular l'ala amb *slat* per angles superiors: 18° , 20° , 22° , 24° i 26° .

Tal i com en el cas anterior, s'han fet servir els mateixos procediments tant per l'anàlisi amb *slat* com sense.

A continuació es farà una breu explicació de la solució obtinguda i es compararan els resultats obtinguts amb i sense *slat*. Aquestes explicacions es faran pels angles de 0° , 8° i 16° , ja que són els casos més representatius d'aquest estudi, i s'incorporaran certes imatges de la solució.

A l'apartat *B. Camps de Velocitats* dels annexos s'hi podrà trobar les figures dels camps de

velocitats per cada un dels casos descrits a continuació. Aquestes imatges poden servir com a complement a l'hora de fer l'anàlisi de resultats.

A l'apartat *D. Gràfiques de Turbulència* dels annexos es poden trobar les gràfiques de turbulència per cada una de les simulacions. Aquestes serviran per complementar la informació de cada simulació.

- **Angle d'atac de 0°**

- **Ala sense *slat***

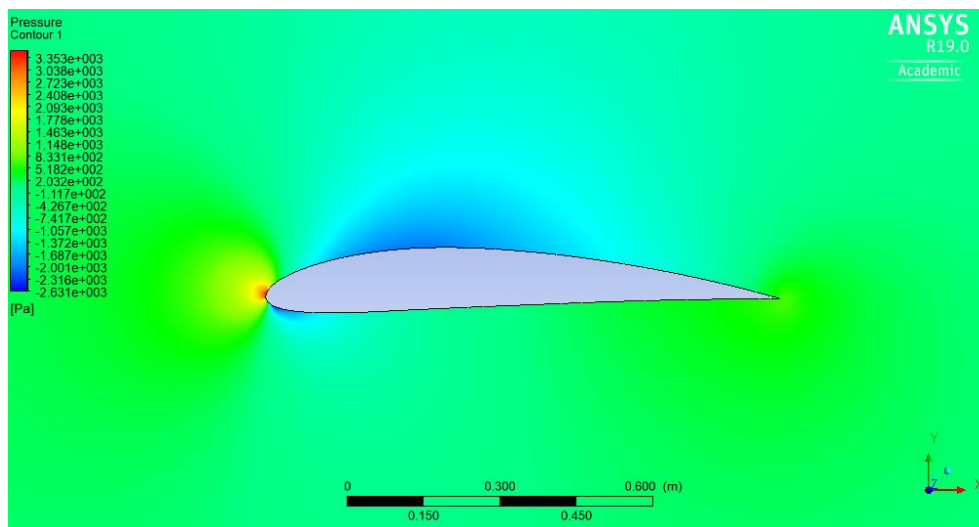


Figura 6.53: Camp de pressions al pla mig [Font pròpia]

En la *Figura 6.53* s'hi aprecia la distribució de pressions al voltant de l'ala. Aquesta distribució és molt semblant a l'obtinguda en l'estudi bidimensional, com és el cas de les línies de corrent de la *Figura 6.54*. Passa el mateix amb els camps de velocitats de la *Figura B.7* dels annexos.

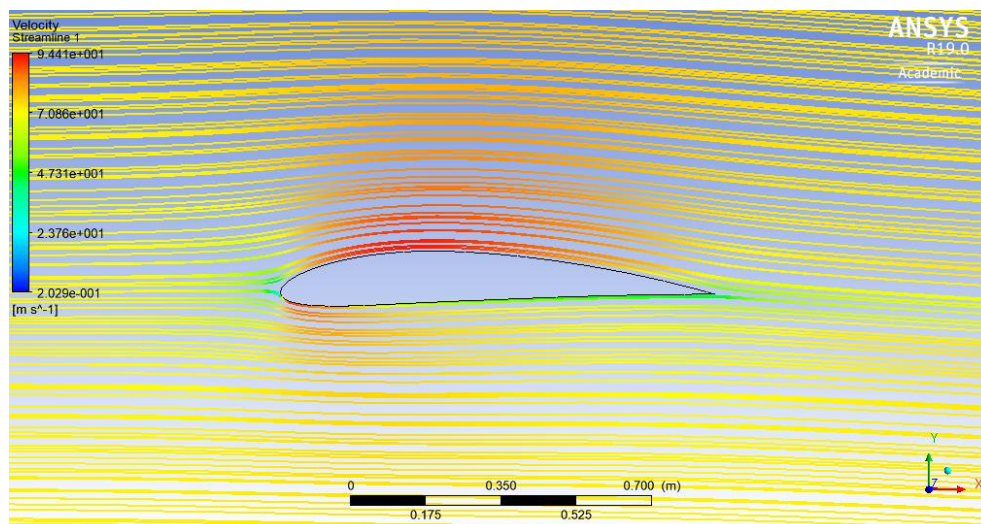


Figura 6.54: Línies de corrent al pla mig [Font pròpia]

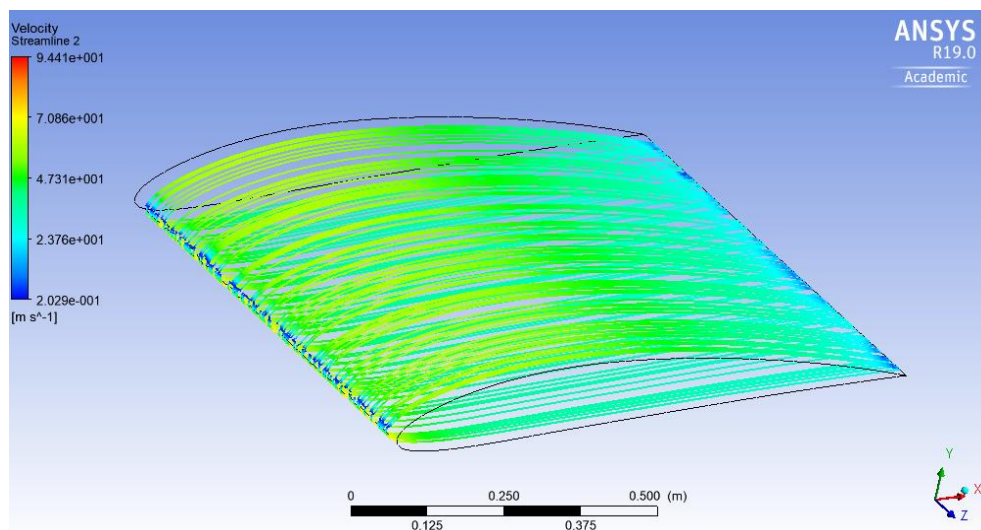


Figura 6.55: Línies de corrent sobre la superfície de l'ala [Font pròpia]

En la *Figura 6.55* s'hi descriu el comportament de les línies de corrent sobre la superfície de l'ala. S'observa que les turbulència (remolins) són mínimes així com el deixant.

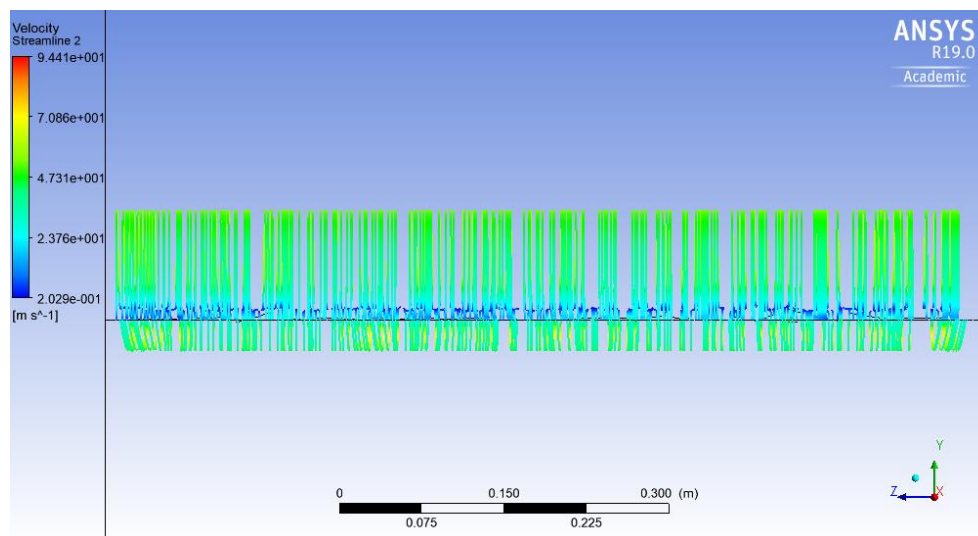


Figura 6.56: Línies de corrent sobre la part posterior de l'ala [Font pròpia]

A través d'aquesta imatge s'aprecia amb més detall què passa a la part posterior de l'ala: si apareixen remolins i/o turbulències, deixant o despreniment de la capa límit. En aquest cas el flux d'aire no presenta turbulències i es distribueix uniformement en deixar l'ala.

A la *Figura D.7* dels annexos es mostra la gràfica de turbulència on s'hi aprecien els valors dels paràmetres turbulents a cada iteració.

Els valors dels paràmetres aerodinàmics un cop ha convergit la solució són:

Cl	0,334
Cd	0,021

- **Ala amb *slat***

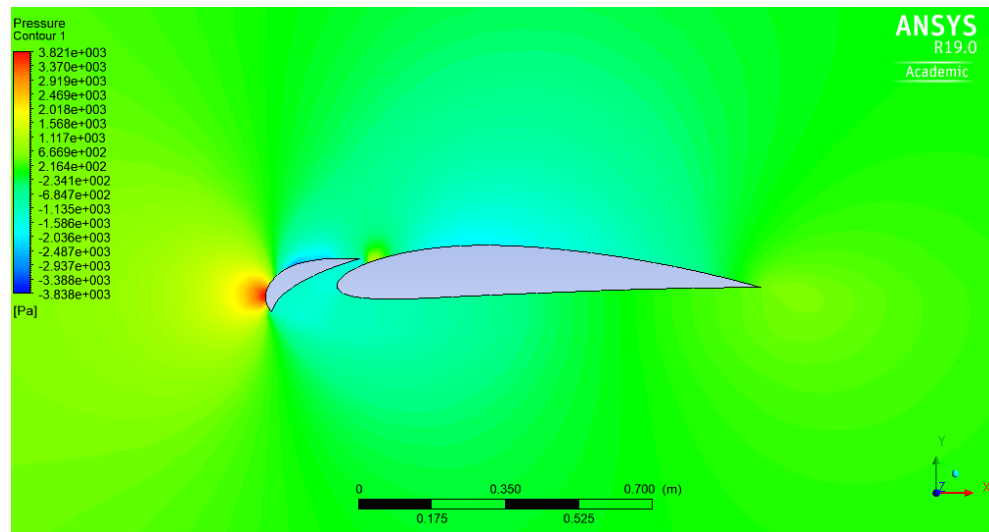


Figura 6.57: Camp de pressions al pla mig [Font pròpia]

La distribució de pressions és gairebé idèntica a l'obtinguda en l'anàlisi en 2D. Passa el mateix amb les línies de corrent de la *Figura 6.58* i amb els camps de velocitats de la *Figura B.8* dels annexos.

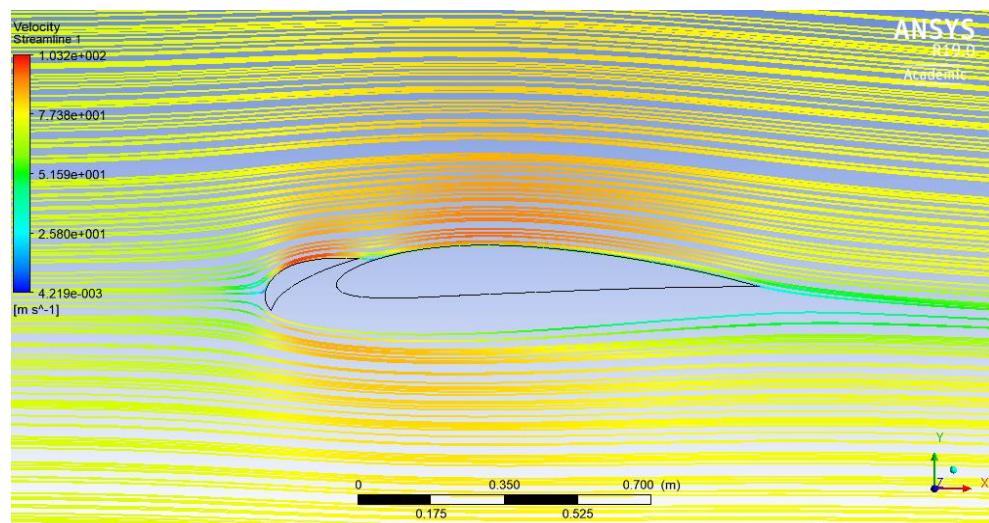


Figura 6.58: Línies de corrent al pla mig [Font pròpia]

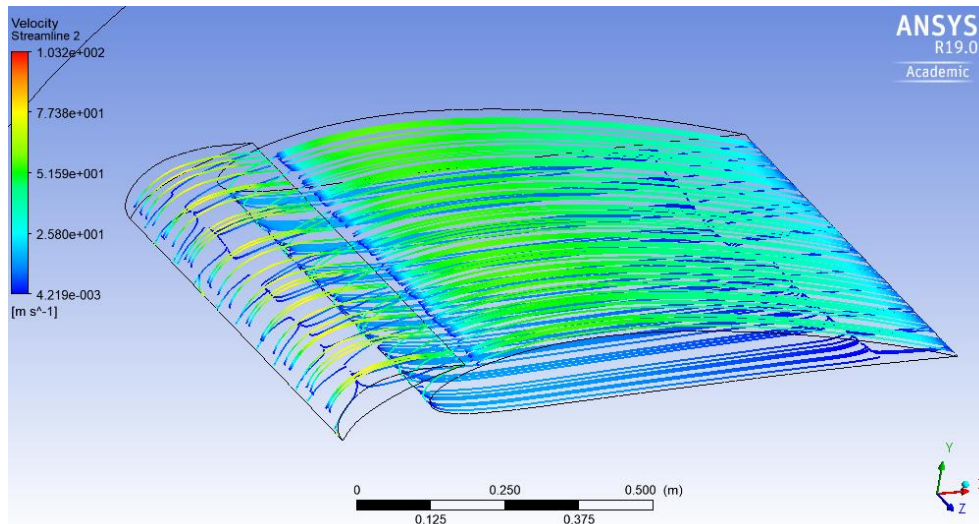


Figura 6.59: Línies de corrent sobre la superfície de l'ala [Font pròpia]

S'observa com en el punt d'estancament les línies de corrent es divideixen: una part es dirigeix a l'extradós i l'altra part, a l'intradós. En aquest punt apareixen petits remolins. A la resta de la superfície alar les línies de corrent es comporten uniformement.

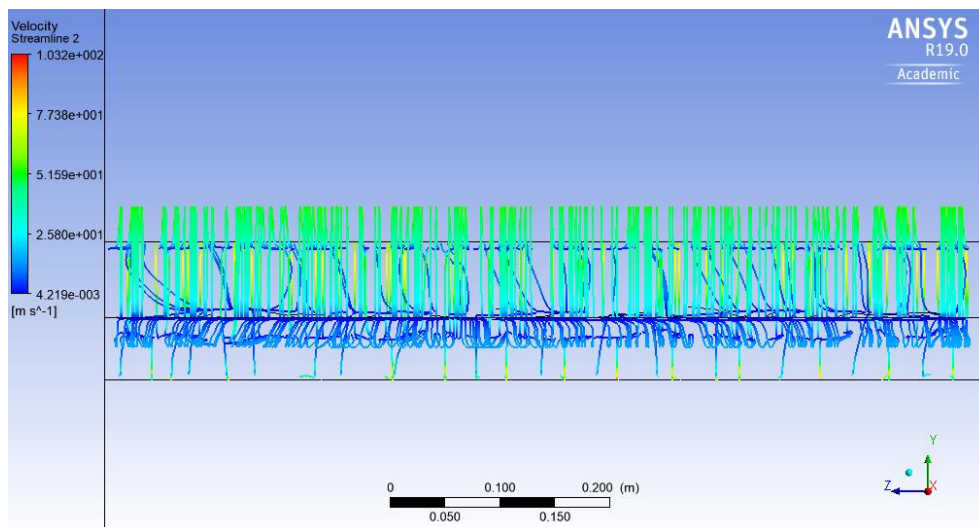


Figura 6.60: Línies de corrent sobre la part posterior de l'ala [Font pròpia]

S'aprecien zones amb una mica de turbulència per l'efecte distorsionador del flux de l'*slat*, tal i com es podia esperar. Aquestes es focalitzen en els punts comentats en la *Figura* anterior i a l'intradós de l'*slat*. Els efectes dels remolins creats a l'intradós de l'*slat* afecten al comportament del flux a l'intradós de l'ala fent que aquest sigui més inestable que si no hi hagués l'element hipersustentador. .

A la *Figura D.8* dels annexos es mostra la gràfica de turbulència on s'hi aprecien els valors

dels paràmetres turbulents a cada iteració.

Els valors dels paràmetres aerodinàmics un cop ha convergit la solució són:

Cl	0,261
Cd	0,074

Comparant-los amb els de l'ala sense *slat* s'observa que la sustentació és inferior i el *drag* augmenta. Aquests resultats són lògics ja que l'*slat* sense un cert angle d'atac no te efecte positiu sobre la sustentació. El que fa és augmentar la resistència a l'avanç, ja que distorsiona el flux del corrent d'aire.

- **Angle d'atac de 8°**

- **Ala sense *slat***

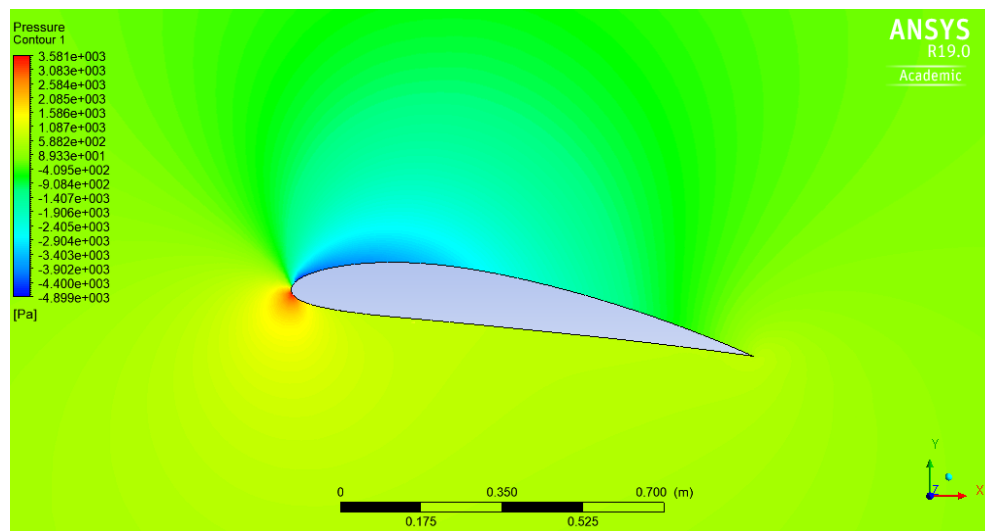


Figura 6.61: Camp de pressions al pla mig [Font pròpia]

La distribució de pressions és l'esperada: pressions altes a l'intradós, depressions/pressions baixes a l'extradós i un punt d'estancament que s'augmenta a mesura que l'angle d'atac es va situant més proper a l'intradós de l'ala.

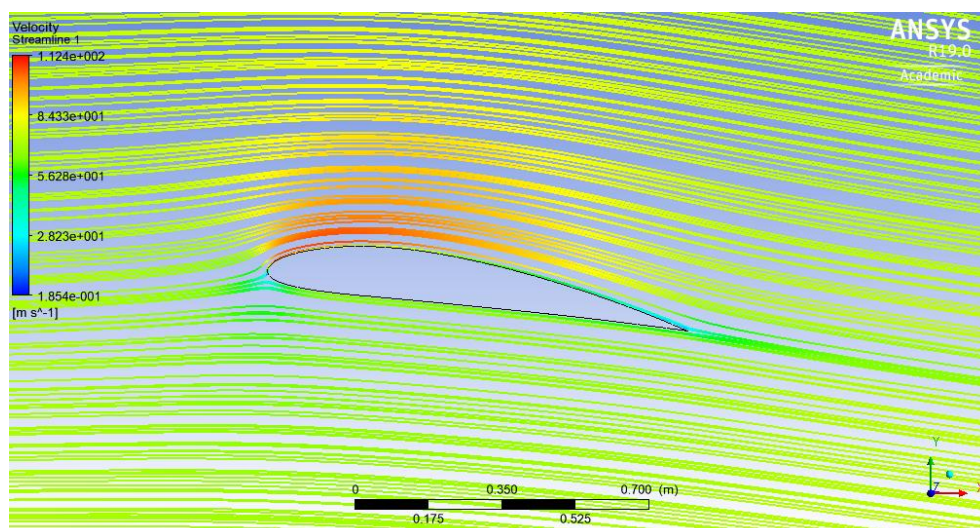


Figura 6.62: Línies de corrent al pla mig [Font pròpia]

S'observa com apareix un deixant mínim, respecte els 0° , al final de l'ala. Això és degut a l'aparició de petits remolins en aquesta part de la superfície alar. Aquest petit deixant es pot observar també a la *Figura B.9* dels annexos així com la distribució de velocitats.

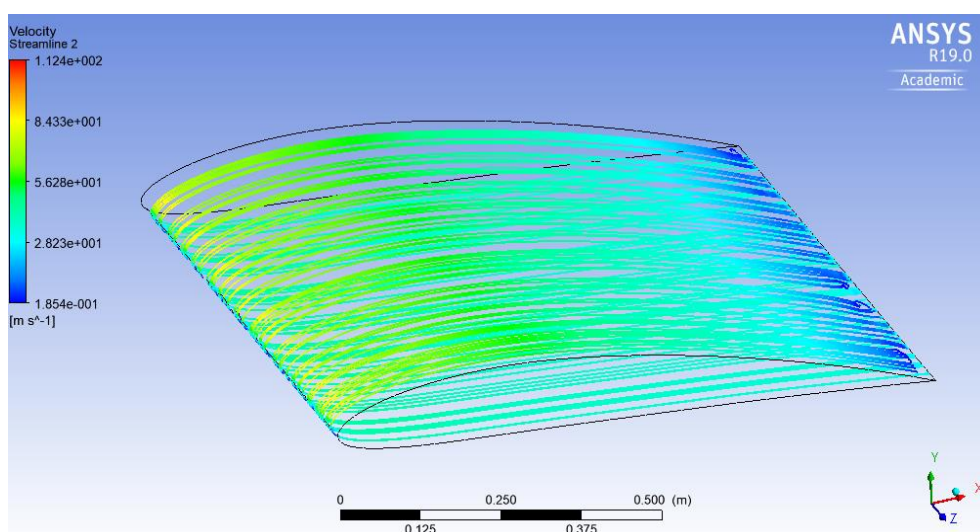


Figura 6.63: Línies de corrent sobre la superfície de l'ala [Font pròpia]

Durant la major part del recorregut les línies de corrent es comporten uniformement al voltant de l'ala. És a la part final d'aquesta on apareixen petits remolins que provoquen el petit deixant comentat.

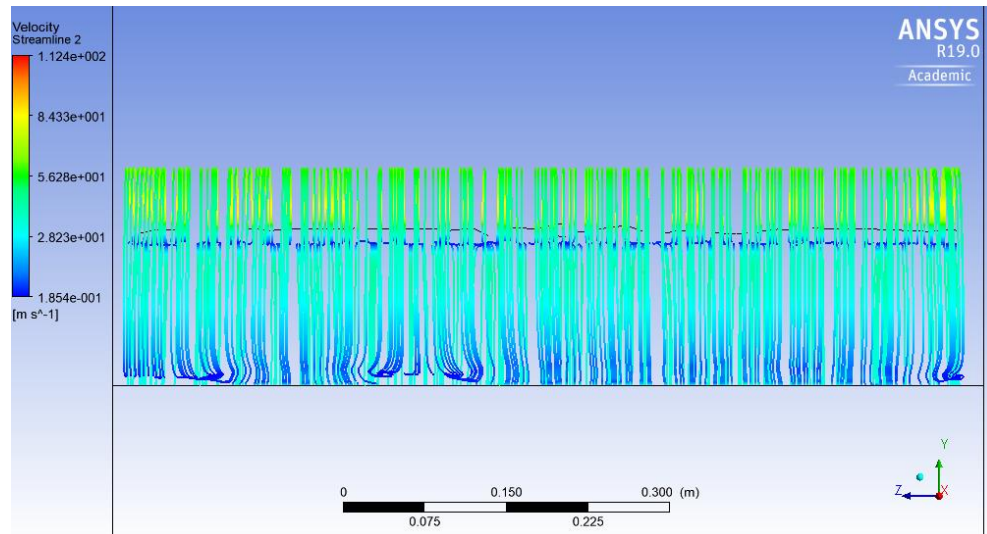


Figura 6.64: Línies de corrent sobre la part posterior de l'ala [Font pròpia]

En la *Figura 6.64* es poden veure clarament com les zones on apareix una mica de turbulència se situen a la part final de l'ala. Cal destacar que aquests remolins no afectaran de forma determinant a la sustentació de l'ala ja que són de dimensions reduïdes.

A la *Figura D.9* dels annexos es mostra la gràfica de turbulència on s'hi aprecien els valors dels paràmetres turbulents a cada iteració.

Els valors dels paràmetres aerodinàmics un cop ha convergit la solució són:

Cl	0,968
Cd	0,076

Amb l'augment de l'angle d'atac el *lift* augmenta considerablement així com ho fa el *drag*.

- Ala amb *slat*

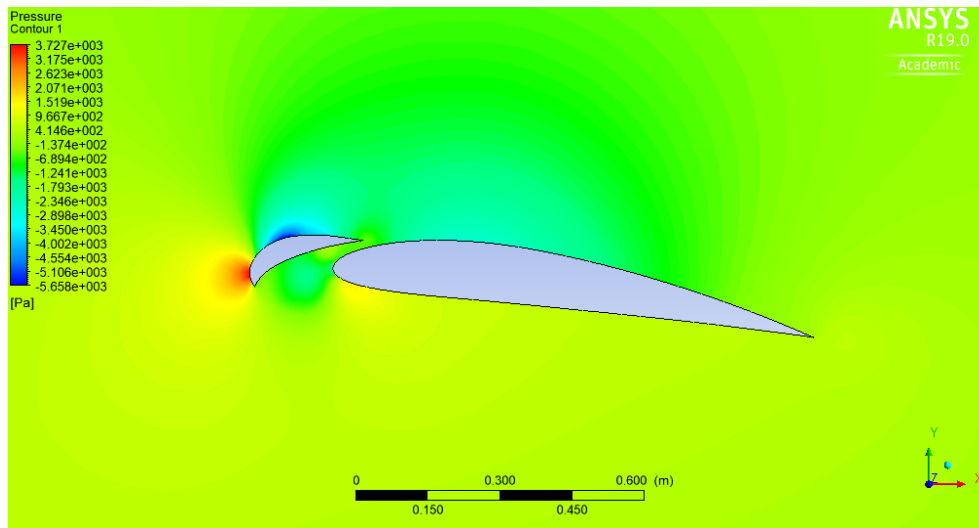


Figura 6.65: Camp de pressions al pla mig [Font pròpia]

L'augment de diferència de pressions entre intradós i extradós és considerable respecte als 0° però no ho és respecte l'ala sense *slat* als 8° . Així doncs l'efecte de l'*slat* encara no és destacable en el comportament total del conjunt en termes de *lift*.

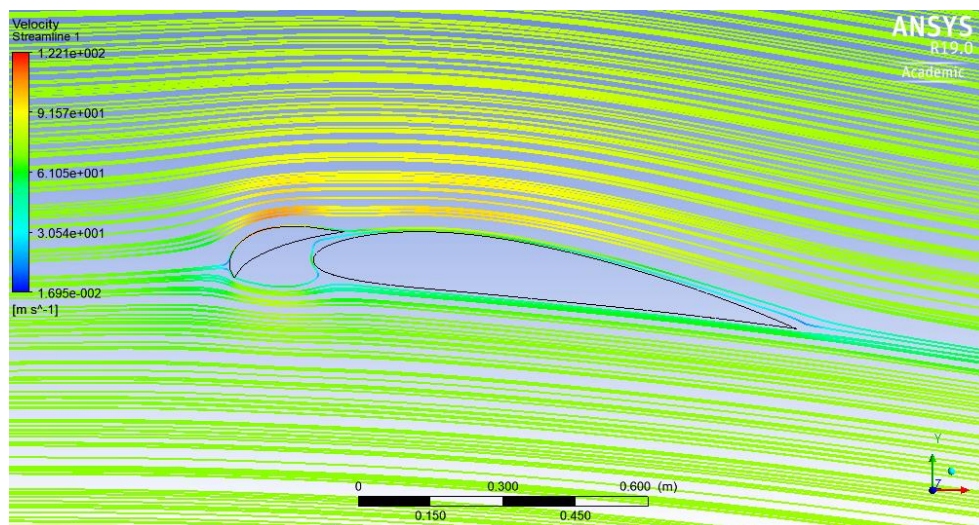


Figura 6.66: Línies de corrent al pla mig [Font pròpia]

En aquest cas es comença a apreciar l'efecte de l'*slat* sobre el flux de corrent: l'adhereix a la superfície alar evitant el deixant i l'aparició de turbulències. Al final de l'ala, però, hi apareixen remolins, això és degut al fet que l'efecte de l'*slat* encara no és màxim. A la *Figura B.10* dels annexos s'observa clarament el deixant i les zones de baixes velocitats als dos intradós.

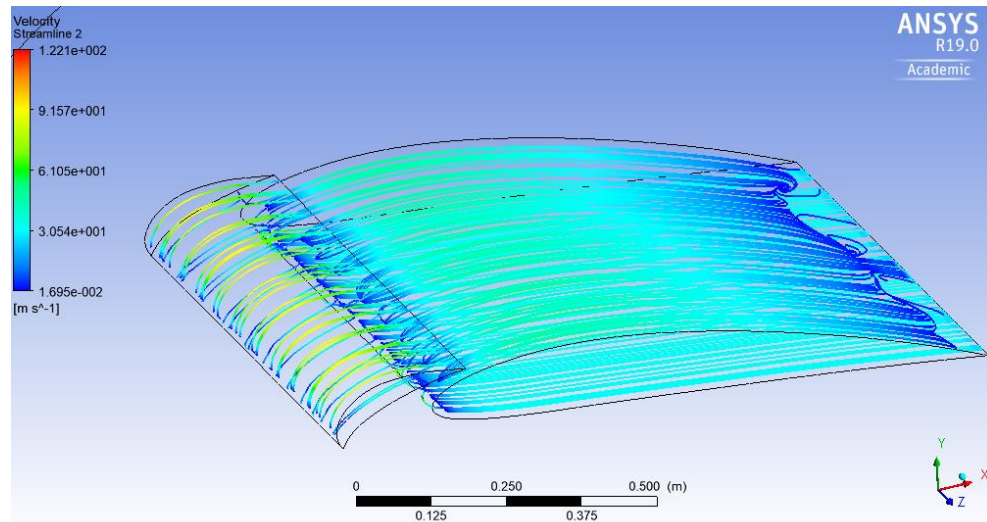


Figura 6.67: Línies de corrent sobre la superfície de l'ala [Font pròpia]

En aquesta *Figura* es pot apreciar amb més detall l'aparició dels remolins.

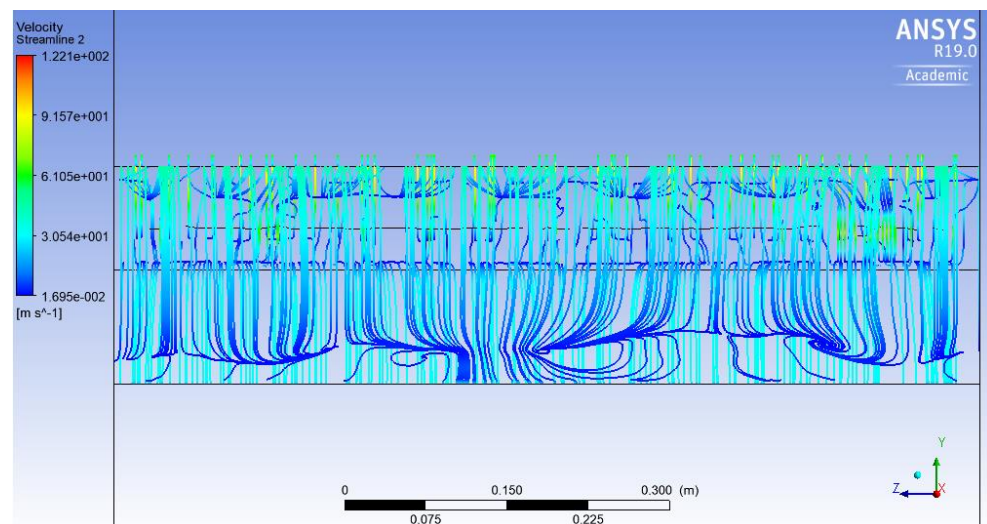


Figura 6.68: Línies de corrent sobre la part posterior de l'ala [Font pròpia]

A la *Figura 6.68* s'observa amb claredat els remolins formats a la part final de l'ala. Aquests remolins aportaran un cert grau de turbulència fent que aparegui un deixant, com es pot veure a la *Figura 6.69*.

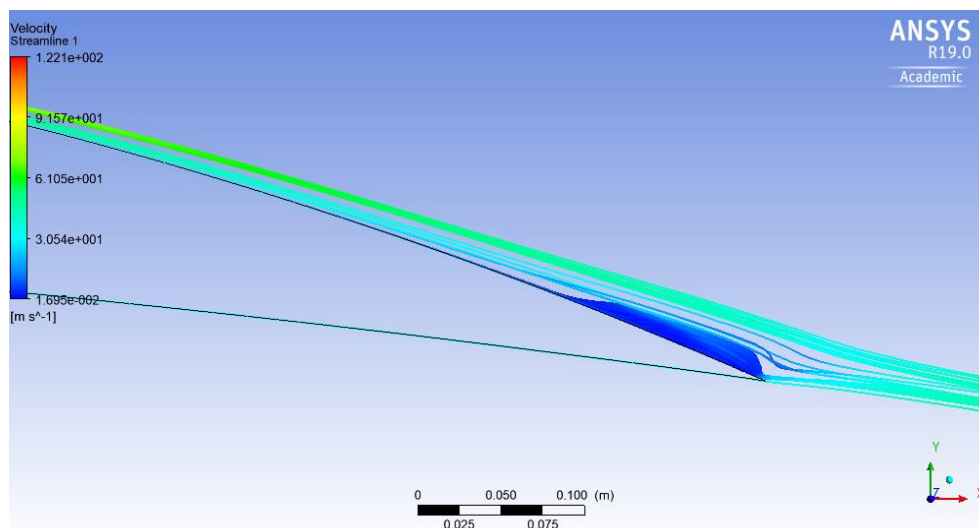


Figura 6.69: Deixant a la part final de l'ala [Font pròpia]

Aquest augment del deixant respecte l'ala sense *slat* és degut al fet que el paper de l'*slat* encara no és òptim. Les millors situacions per treure el màxim profit d'aquest element hipersustentador és en angles d'atac elevats.

A la *Figura D.10* dels annexos es mostra la gràfica de turbulència on s'hi aprecien els valors dels paràmetres turbulents a cada iteració.

Els valors dels paràmetres aerodinàmics un cop ha convergit la solució són:

Cl	0,824
Cd	0,089

Aquests valors resumeixen molt bé l'explicat en aquest punt, si es comparen amb els de l'ala sense l'*slat*. L'efecte de l'*slat* encara no fa augmentar la sustentació, el que fa és augmentar el *drag* degut a la creació de remolins i l'aparició del deixant. D'aquesta manera es pot dir que es precisen angles d'atac més grans per fer efectiva l'aplicació d'aquest element.

- **Angle d'atac de 16°**
 - **Ala sense *slat***

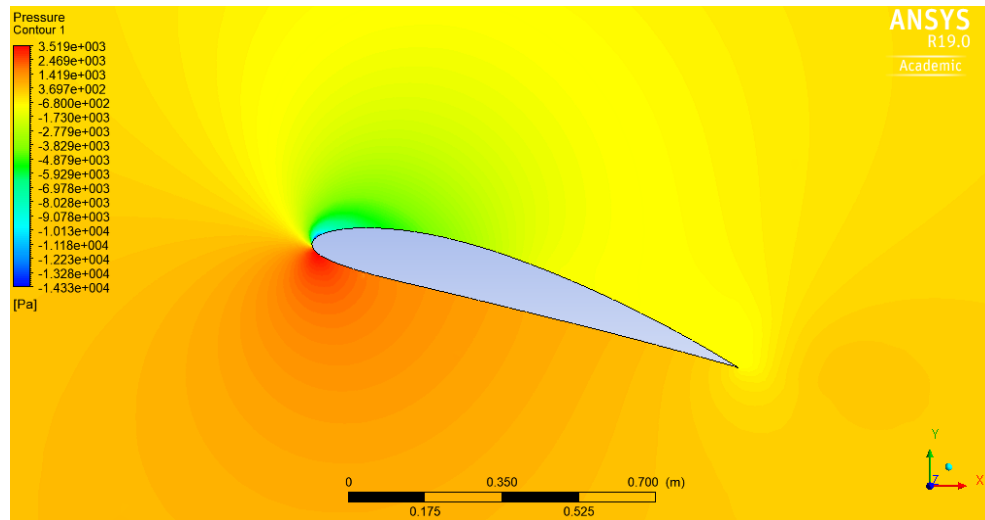


Figura 6.70: Camp de pressions al pla mig [Font pròpia]

El punt d'estancament es troba íntegrament a l'intradós. Hi ha una gran diferència de pressions al començament de l'ala, però al final d'aquesta hi ha depressions tant a l'extradós com a l'intradós, un fet que afectarà negativament a la sustentació i a l'estabilitat de l'ala.

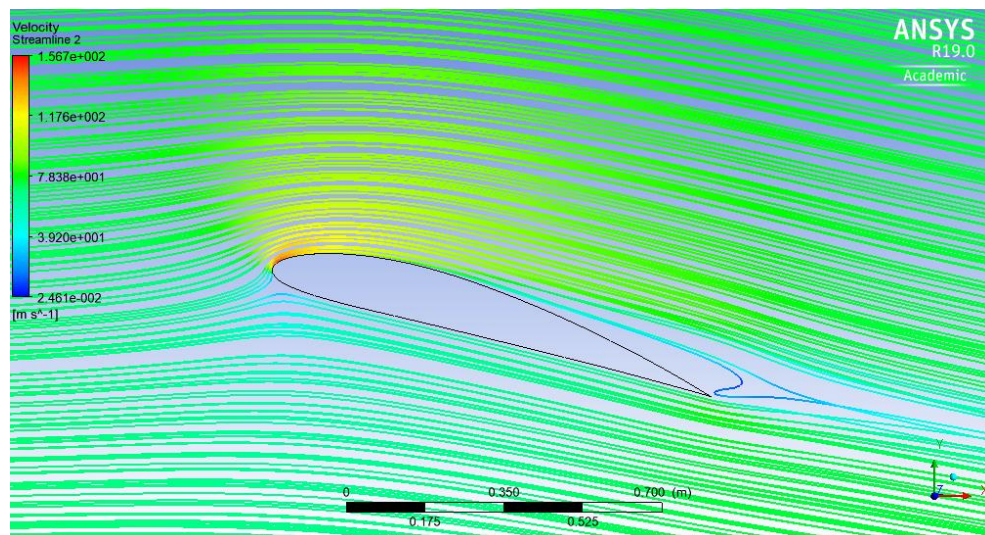


Figura 6.71: Línies de corrent al pla mig [Font pròpia].

S'observa clarament l'aparició d'un deixant al tram final de l'ala. El despreniment de la capa límit juntament amb el grau de turbulència són considerables. Segurament l'ala és trobarà

prop del punt d'entrada en pèrdua. Veure també la *Figura B.11* dels annexos.

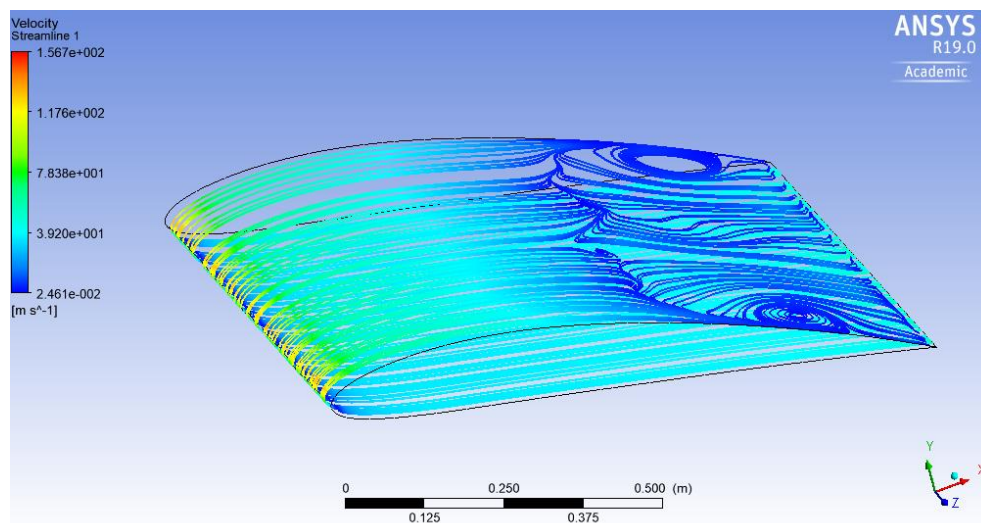


Figura 6.72: Línies de corrent sobre la superfície de l'ala [Font pròpia]

A la *Figura 6.72* s'aprecien amb més detall els remolins comentats.

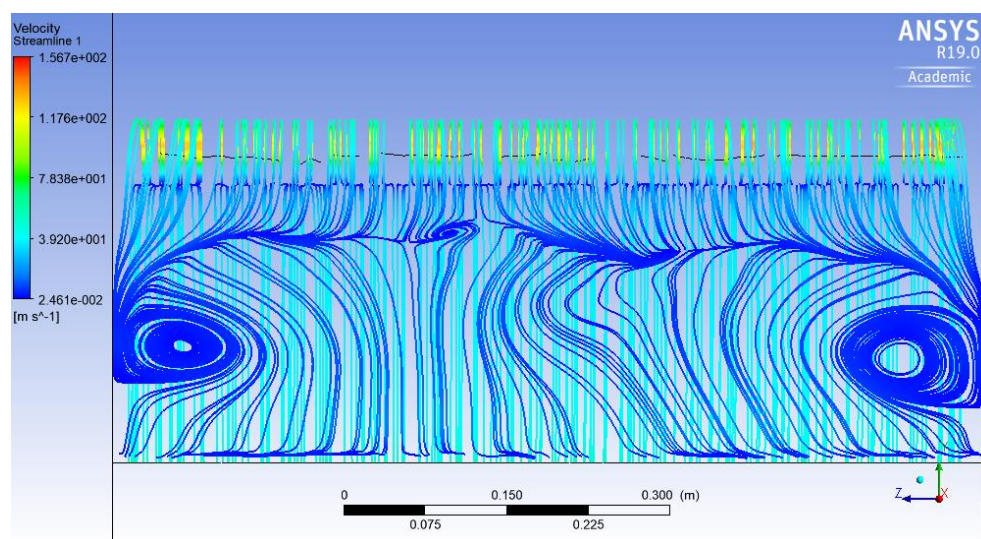


Figura 6.73: Línies de corrent sobre la part posterior de l'ala [Font pròpia]

El grau de turbulència del flux d'aire és elevat. A continuació es mostra el deixant que apareix en aquesta situació:

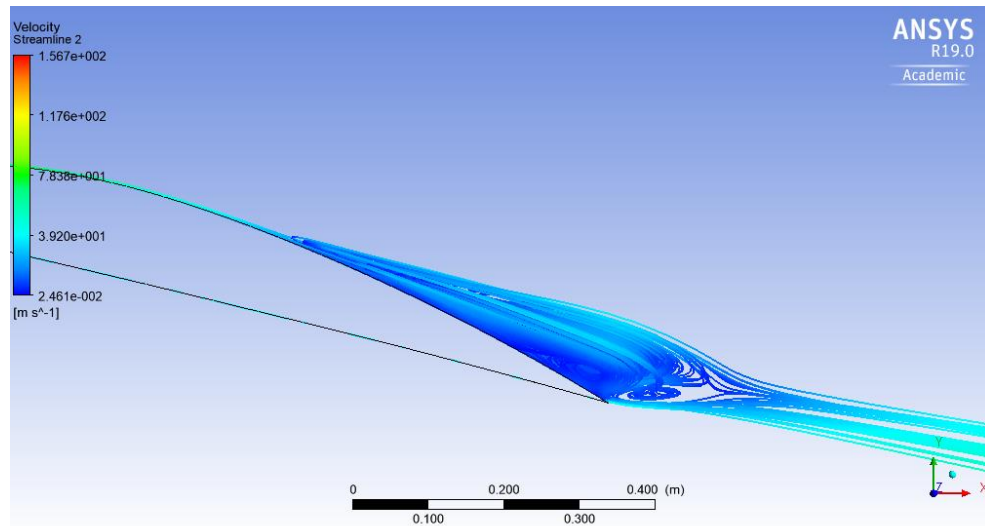


Figura 6.74: Deixant a la part final de l'ala [Font pròpia]

A la Figura D.11 dels annexos es mostra la gràfica de turbulència on s'hi aprecien els valors dels paràmetres turbulents a cada iteració.

Els valors dels paràmetres aerodinàmics un cop ha convergit la solució són:

Cl	1,34
Cd	0,169

- **Ala amb slat**

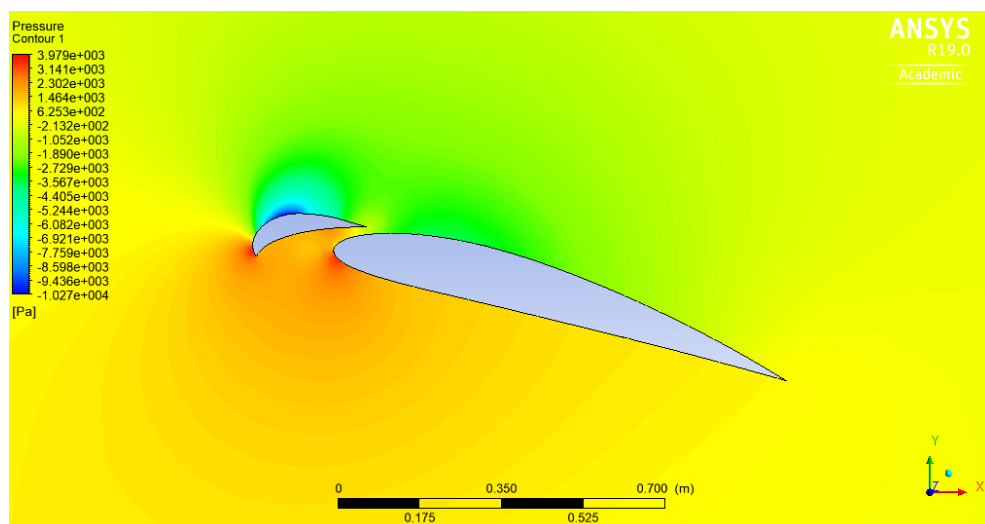


Figura 6.75: Camp de pressions al pla mig [Font pròpia]

La distribució de pressions està més equilibrada que sense l'efecte de l'*slat*. D'aquesta manera l'estabilitat de l'ala serà major. S'hi poden veure dos punts d'estancament: un a l'*slat* i l'altre a l'intradós de l'ala.

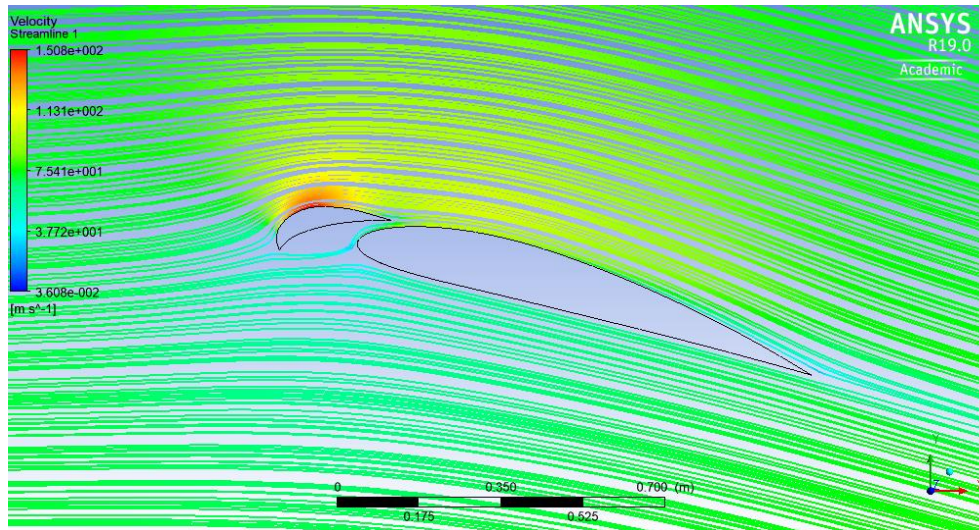


Figura 6.76: Línies de corrent al pla mig [Font pròpia]

Comparant les línies de corrent amb i sense l'efecte de l'*slat* s'observa gran diferència. En aquest cas l'element hipersustentador sí que afecta de forma considerable en el flux d'aire. El corrent d'aire s'adhereix molt a la superfície alar, tot i l'alt angle d'atac fent que el desprendiment i els remolins siguin mínims. A la *Figura B.12* dels annexos també es pot observar la gran disminució del deixant respecte l'ala sense *slat* i com les zones de baixes velocitats han disminuït situant-se fonamentalment a l'intradós de l'*slat*.

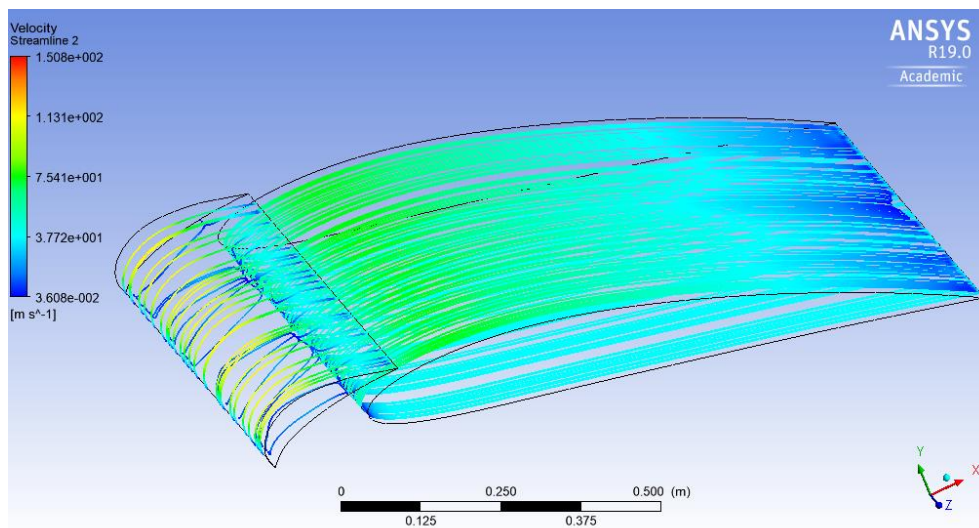


Figura 6.77: Línies de corrent sobre la superfície de l'ala [Font pròpia]

Es comprova en aquesta captura el comentat; el flux d'aire és gairebé uniforme i lliure de turbulències en tota la superfície alar. Fins i tot en la part final de l'ala el corrent d'aire es comporta sorprenentment bé.

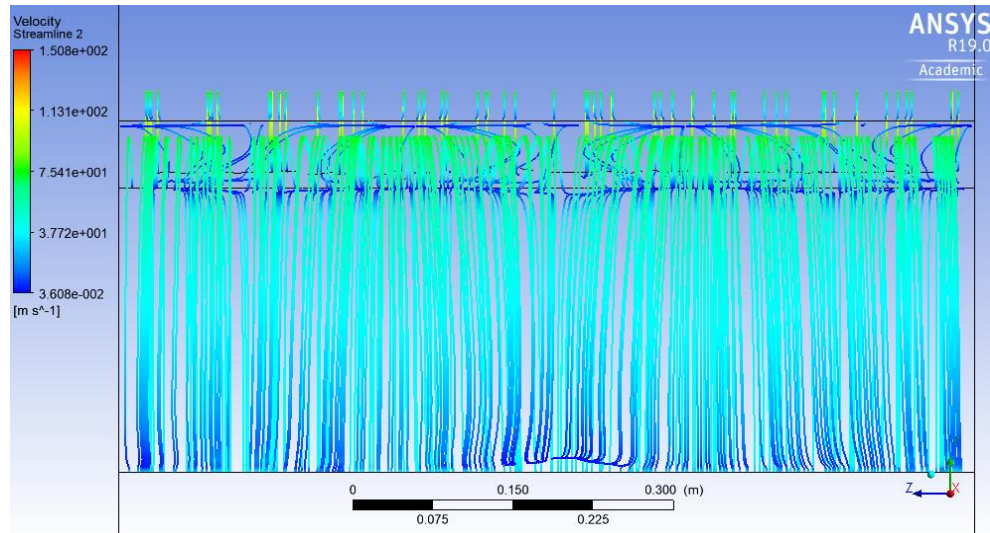


Figura 6.78: Línies de corrent sobre la part posterior de l'ala [Font pròpia]

En la *Figura 6.78* s'aprecia amb molta claredat el comportament del fluid a la part final de l'ala (que és la zona més problemàtica, com s'ha vist durant aquest apartat). L'efecte de l'*slat* sobre el flux d'aire és més que evident, ja que els remolins i turbulències són inexistents, excepte alguna petita irregularitat sense importància.

Es mostra el deixant que apareix en aquest cas per poder comparar-lo amb l'obtingut sense *slat*.

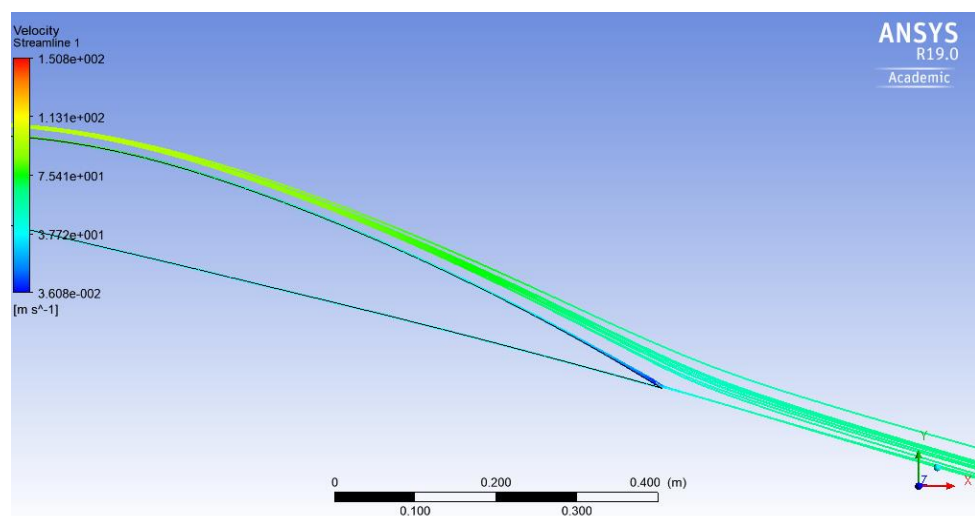


Figura 6.79: Deixant a la part final de l'ala [Font pròpia]

Resulta molt interessant fer la comparació entre el cas d'angle d'atac de 8° amb l'*slat* activat i el de 16° . El canvi del comportament de fluid és substancial.

A la *Figura D.12* dels annexos es mostra la gràfica de turbulència on s'hi aprecien els valors dels paràmetres turbulents a cada iteració.

Els valors dels paràmetres aerodinàmics un cop ha convergit la solució són:

Cl	1,608
Cd	0,222

El *lift* no és molt més gran que en el cas de l'ala sense *slat* ja que és vora els 16° on es comença a notar l'efecte de l'element hipersustentador.

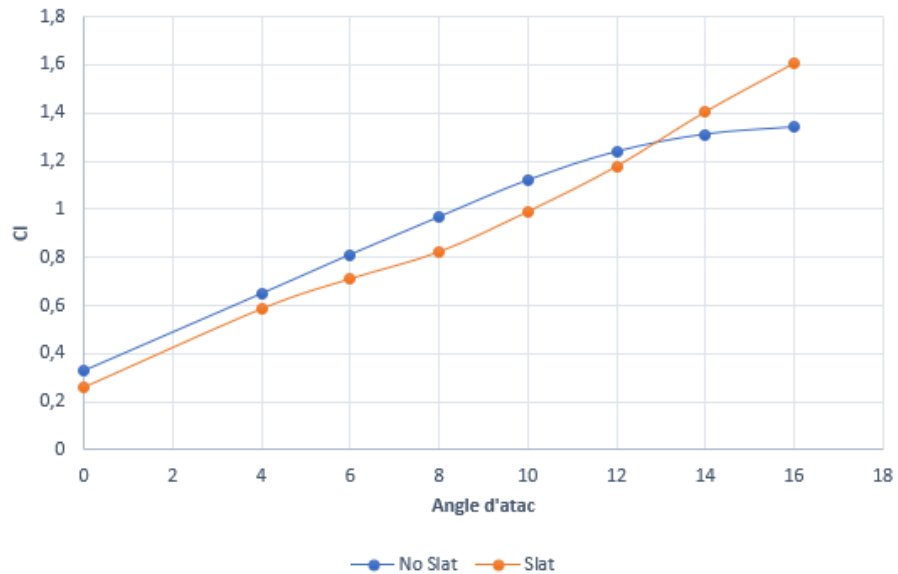
S'haurà d'estudiar per angles d'atac més grans què és el que passa, és a dir, si l'*slat* continua fent efecte o no.

Ja no caldrà, però, seguir fent simulacions per l'ala sense *slat* degut al fet que als 16° ja entra a la zona de pèrdua i per tant la sustentació que generi cada cop serà menor i el *drag* major.

- **Comparativa segons l'angle d'atac**

Tal i com s'ha fet en l'estudi en 2D, es farà una comparació entre l'ala amb *slat* i sense per tots els angles d'atac estudiats. En la primera gràfica s'hi representa el coeficient de sustentació envers l'angle d'atac; la segona, el coeficient de resistència a l'avanç envers l'angle d'atac, i la tercera, l'eficiència aerodinàmica envers l'angle d'atac.

Primerament s'ha fet les simulacions fins als 16° . Els resultats han estat:

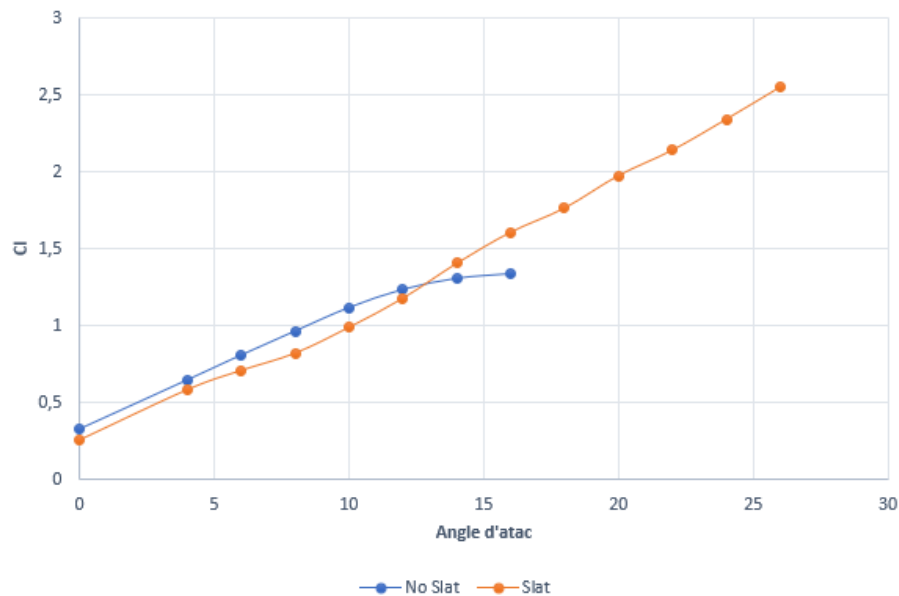


Gràfic 6.4: Cl vs angle atac [Font pròpia]

En aquest gràfic s'observa clarament quan comença l'*slat* a fer efecte sobre la sustentació global de l'ala. A partir d'aproximadament els 13°, l'aplicació de l'element hipersustentador comença a fer incrementar el *lift* i es veu una tendència positiva d'aquest augment a mesura que l'angle d'atac és major.

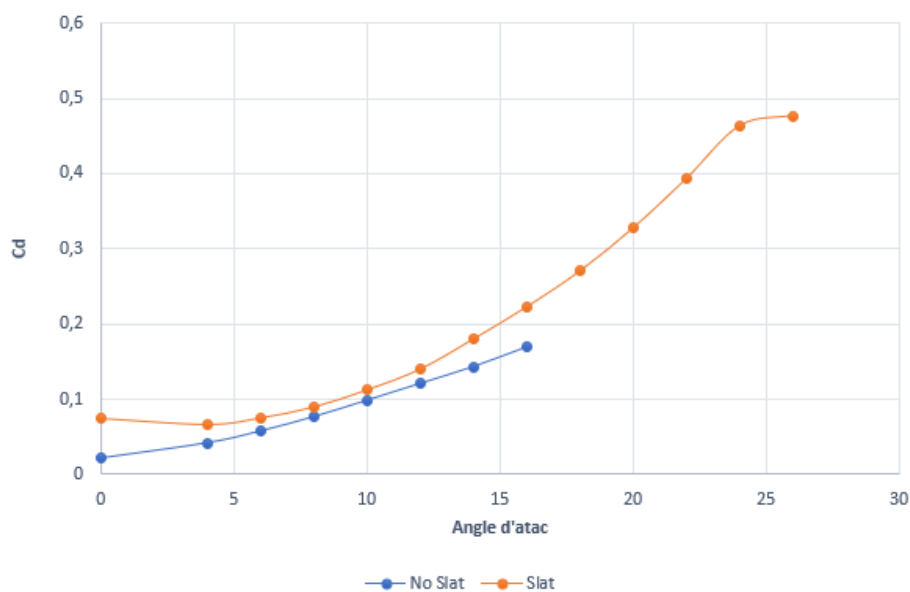
En aquest estudi es confirma el comentat a la simulació bidimensional: l'efecte de l'envergadura sobre la solució final. En el model en 3D els resultats són molt més semblants als reals ja que l'efecte de l'*slat* apareix en angles d'atac elevats.

Vistos aquests resultats és interessant fer més simulacions per tal de veure quina és la tendència de la sustentació si es segueix aplicant l'*slat*. Així doncs, s'han fet simulacions amb angles d'atac de 18°, 20°, 22°, 24° i 26° només amb l'ala i l'*slat*. No cal fer-les de l'ala sense *slat* ja que als 16° s'intueix l'entrada en pèrdua de l'ala i la tendència serà un disminució del Cl, tal i com passava en el model bidimensional. Els resultats són:



Gràfic 6.5: C_l vs angle atac [Font pròpia]

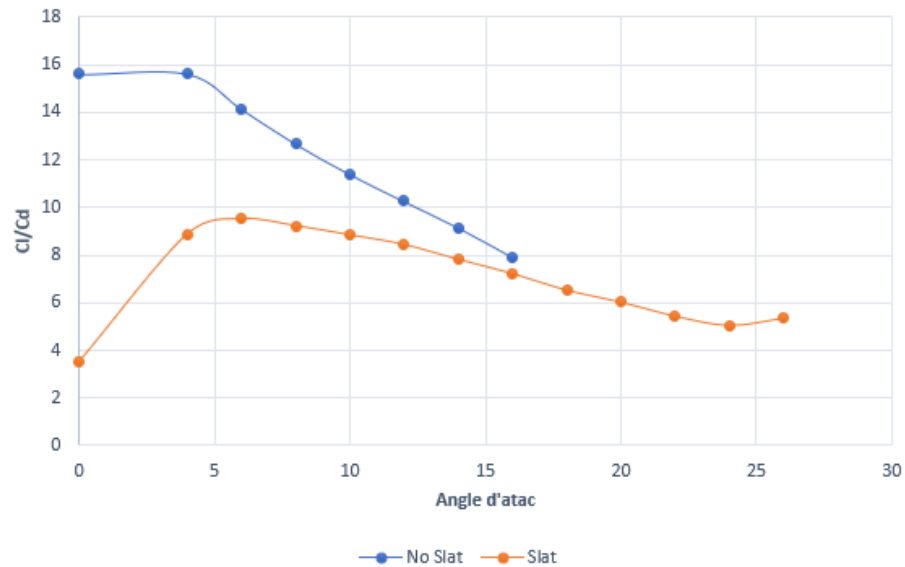
S'observa com l'*slat* continua fent efecte sobre el C_l fins i tot a alts angles d'atac, un fet que proporcionarà alta maniobrabilitat a l'ala. D'aquesta manera, es pot concloure que l'efecte de l'*slat* és transcendent en rangs d'angles d'atac elevats.



Gràfic 6.6: C_d vs angle d'atac [Font pròpia]

En aquest gràfic s'observa l'evolució del coeficient de resistència a l'avanç amb l'angle d'atac. Com és d'esperar, el *drag* creat pel perfil amb *slat* serà més elevat que sense l'element hipersustentador. Cal dir que en el rang entre 6° i 14°, els valors d'aquests

coeficients s'igualen considerablement. Amb el creixement de l'angle d'atac, però, la diferència entre ells torna augmentar. Els valors d'aquest coeficient són més grans que en el model en 2D, per causa de l'augment de l'envergadura.



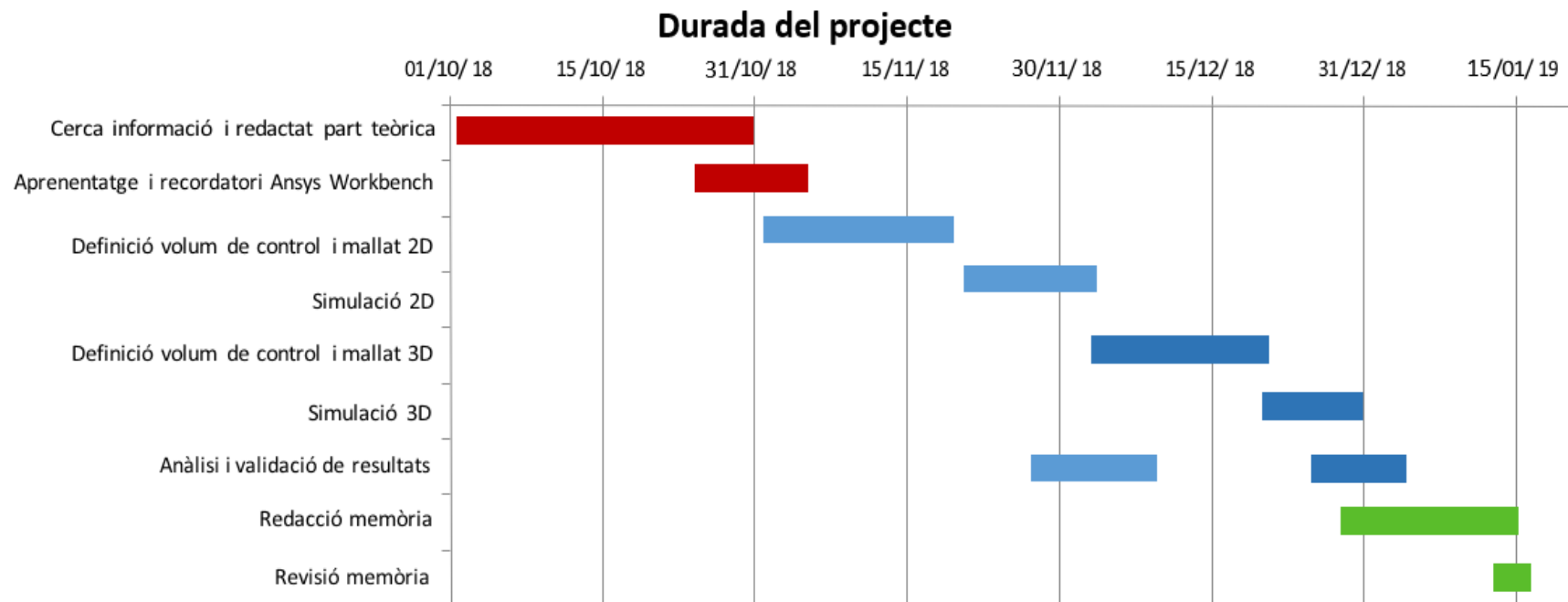
Gràfic 6.7: Eficiència aerodinàmica vs angle d'atac [Font pròpia]

S'observa que per angles d'atac fins a 14°-16° s'obté millor eficiència aerodinàmica pel perfil sense *slat*. Quan l'angle d'atac supera els 16° l'eficiència millora amb l'aplicació de l'*slat*. No s'han graficat els punts de l'ala sense l'element hipersustentador a partir dels 16°, ja que seguiran una tendència negativa per a l'entrada en pèrdua de l'ala (disminució del *lift* i augment del *drag*).

Els valors de l'eficiència aerodinàmica són inferiors al model bidimensional, degut a l'augment considerable dels valors del coeficient de resistència a l'avanç en el model tridimensional.

6. Planificació

En aquest apartat es mostra la planificació seguida per tal de dur a terme el present projecte. S'hi indiquen totes les fases de realització d'aquest, així com el temps emprat en cada una. Es representa per mitjà d'un diagrama de Gantt.



7. Impacte econòmic

A continuació es presenta la despesa econòmica que ha suposat el present projecte. S'ha considerat que el projecte es desenvolupa en el món laboral real i no en àmbit acadèmic, per tant és necessària l'obtenció de les llicències dels programes informàtics utilitzats.

	CONCEPTE			PREU	TEMPS	IMPORT	
Enginyeria	Honoraris	Hores de treball		20 €/h	260 h	5.200 €	
		Hores de simulació		0,15 €/kWh	120 h	4,96 €	
	Mobilitat			155 €/3 mesos	4 mesos	206,67 €	
	Subtotal					5.411,63€	
	CONCEPTE	Cost fix [€]	Temps de vida [anys]	Cost variable [€/hora]	Temps referit al projecte [hores]	Cost referit al projecte [€]	IMPORT
Maquinària	Asus X552C	429	5	0,0979	380	37,2	466,2 €
Software	ANSYS Workbench 19 (Student version)	1.200	0,5	0,2739	120	32,87	1.232,87€
	SolidWorks 2018 (Standard version)	6.600	0,25	3,014	25	75,34	6.675,34 €
	Paquet Office Windows 2016	156,99	-	-	380	-	156,99 €
	Subtotal						8.531,4€
	CONCEPTE	DESCRIPCIÓ				IMPORT	
Costos totals	Cost total	Cost d'enginyeria + cost de maquinària + cost de software				13.943,03€	
	Imprevistos	10 % del cost total				1.394,3€	
	Total abans d'impostos	Cost total + imprevistos				15337,33€	
	IVA	21% del total abans d'impostos				3.220,84	
	TOTAL	Cost total + Imprevistos + IVA				18.558,16	

El consum energètic que ha suposat tenir l'ordinador engegat és de 26,4 kWh en total. Les hores de feina s'han dividit entre les emprades en les simulacions i les emprades en cerca d'informació, formació, anàlisis de resultats i redactat (380 hores).

8. Impacte ambiental

L'estudi aerodinàmic realitzat s'ha dut a terme amb un programa informàtic i, per tant, no s'ha fet ús de túnel de vent. Aquest fet suposa un gran estalvi energètic ja que no ha calgut de construir cap prototipus físic ni s'ha de considerar l'energia consumida pel túnel de vent. D'aquesta manera, l'únic impacte ambiental que ha tingut aquest projecte és el consum d'electricitat per l'ordinador utilitzat així com l'ús de paper per tal de fer anotacions i càlculs. L'impacte mediambiental, malgrat ser molt petit, és negatiu i és degut als factors comentats. Cal destacar que el paper utilitzat per durant tot el projecte ha set reciclat.

Per tenir una idea aproximada de les emissions de CO₂ associades a la producció de l'electricitat consumida per l'ordinador es farà un càlcul utilitzant un indicador que indica les fonts energètiques utilitzades per produir energia elèctrica. Aquest valor estima l'impacte de CO₂ de la font d'energia.

Aquest indicador el proporciona l'Oficina Catalana del Canvi Climàtic i s'anomena *mix elèctric*. El valor més actualitzat registrat és de 392 g CO₂/kWh a l'any 2017

Sabent que el consum mitjà de la CPU dels ordinadors en ON és de 50,56 W i que el consum mitjà de la pantalla és de 18,84 W, el valor total de kWh un cop comptabilitzades les hores de treball i de simulació (380 hores) ascendeix a 26,4 kWh.

Així doncs, tenint en compte el *mix electric*, les emissions aproximades de CO₂ llençades al medi ambient durant el transcurs d'aquest projecte són 10,3 Kg de CO₂.

Conclusions

Un cop realitzat el present projecte es pot dir que s'han assolit els objectius marcats de forma satisfactòria. L'anàlisi numèrica realitzada ha permès estimar amb exactitud el comportament d'una ala convencional en diferents situacions en les quals un avió comercial es pot trobar durant el seu dia a dia.

Els millors angles d'atac per optimitzar l'ús de l'*slat* són a partir dels 12° (veure Simulació 3D, anàlisi de resultats). A partir d'aquest punt l'efecte de l'*slat* millora les propietats aerodinàmiques del conjunt ala + *slat*. Fins a aquest moment els valors dels coeficients de sustentació amb el dispositiu hipersustentador activat i desactivat són molt semblants i els valors del coeficient de resistència a l'avanç són majors pel cas de l'*slat* activat: per tant no surt a compte fer ús aquest element.

L'ús de l'*slat* esdevé de gran importància en una aeronau per tal d'evitar les turbulències, els deixants i desprendiments de capa límit en determinades situacions. S'ha pogut veure durant el treball com no només afecta a la sustentació de l'ala sinó també a l'estabilitat aerodinàmica. Aquesta es veu afectada positivament a partir d'angles d'atac al voltant dels 14° on les partícules d'aire s'adhereixen molt més a la superfície alar fent que l'ala pugui treballar a alts angles d'atac i baixes velocitats sense entrar en pèrdua.

Els resultats extrets de les simulacions i posteriors anàlisis són realment il·lustratius del comportament d'una ala real amb l'*slat* activat i desactivat. Així doncs, es conclou que, tant del model d'*slat* escollit com de l'ala simulats amb les correctes condicions, s'ajusten molt bé a la realitat.

A banda de tot l'esmentat, també s'ha millorat molt en el coneixement del programari utilitzat per dur a terme les simulacions. S'ha entès, per exemple, la gran importància de realitzar un bon mallat de cara a obtenir bons resultats i que aquest pas està íntimament relacionat amb l'elecció d'un domini de control correcte. Gran part d'aquesta adquisició de coneixements s'ha basat en l'estudi, recerca d'informació de forma autònoma i pràctica amb *Ansys*, que han resultat en l'obtenció d'una visió crítica de cara els diferents problemes i les possibles solucions.

Per poder fer un ús adequat d'aquest programari i comprendre totes les funcionalitats que ofereix es requereix gran domini d'aquest, que només es pot assolir amb constància i dedicació. Hi ha hagut moments durant els estudis amb *Ansys* que no s'assolien resultats coherents o els mallats no eren els desitjats, però a base de recerca i pràctica s'han pogut

anar corregint els errors fins aconseguir resultats amb sentit físic i semblants als experimentals.

Finalment, i per tal de complementar i millorar l'estudi presentat en aquest projecte de cara al futur, es creu que seria molt interessant fer una comparació de resultats amb els obtinguts en un estudi experimental. Aquest es podria fer per mitjà d'un túnel de vent. Primerament s'hauria de construir un prototip de l'ala i l'*s/at* com els presentats en aquest treball i fer el conseqüent estudi aerodinàmic en les diferents situacions plantejades. Un cop s'haguessin fet els diferents experiments es podrien comparar els resultats obtinguts amb els de les simulacions, fet que permetria treure conclusions més acurades sobre el comportament real de l'*s/at*.

Un altre estudi complementari al realitzat, que permetria agafar una visió del comportament d'una ala sota els efectes dels *s/ats* en la seva globalitat, seria analitzar una ala al complert; amb dimensions reals i d'envergadura amb corda variable. Aquest tipus d'estudi, però, requereix d'una versió d'*Ansys* amb més prestacions i d'un ordinador més potent; per tant s'hauria de disposar de més recursos dels actuals. Aquest futur projecte podria anar acompanyat també d'un estudi experimental amb túnel de vent.

El món aeronàutic és immens, ple d'elements i factors de vital importància pel vol d'una aeronau. En aquest treball se n'ha pogut fer un petit estudi que permet entendre, tal i com es comenta al prefaci, la funció d'una d'aquelles peces que un viatger qualsevol veu des de la finestra de l'avió. Per tant, es podria dir que s'ha passat d'entendre aquest món des de la perspectiva d'un consumidor a la d'un enginyer.

Agraïments

A la meva família per tot el suport rebut durant tota l'etapa d'estudis universitaris. Gràcies per creure sempre en mi i en les meves capacitats com a futur enginyer.

Als amics i amigues, sobretot pels moments de desconexió però també pels d'empatia acadèmica.

A l'Enric Trillas, pels consells i ajut donats durant tot el procés de realització del projecte.

Vaja, a tothom qui ha estat al meu costat durant tot aquest temps i m'ha ajudat a fer possible tant aquest projecte com arribar fins on soc.

Bibliografia

Llibres i documentació

- [1] ISIDRO CARMONA, A. *Aerodinámica y actuaciones del avión*, Ediciones Paraninfo; 11ª Edición (2002)
- [2] ANDERSON, J. *Fundamentals of Aerodynamics*, Mc Graw Hill; Sixth Edition (2016)
- [3] HUBERT, C. SMITH. *The Illustrated Guide to Aerodynamics*, McGraw-Hill Education; 2 edition (1991)
- [4] Diapositives del curs de Mecànica de Fluids de l'ETSEIB (Tardor 2018).
- [5] Diapositives i material del curs Dinàmica Computacional de Fluids de l'ETSEIB (Primavera 2018).

Treballs de fi de grau

- [6] SANZ SEÑOR, G. *Optimización Estructural y Aereodinámica de la plataforma alar de un avión UAV*. Trabajo de Fin de Grado (2016). Universidad Carlos III de Madrid.

Pàgines web

- [7] ZITNIC, J. *Aereodinamica*
[http://juanzitnik1.tripod.com/sitebuildercontent/sitebuilderfiles/4_aerodinamica.pdf, 9 d'octubre de 2018]
- [8] *Principios básicos del vuelo*
[<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV12.html>, 10 d'octubre de 2018]
- [9] *Viscosidad*
[<https://es.wikipedia.org/wiki/Viscosidad>, 10 d'octubre de 2018]
- [10] *Ansys blog*
[<https://www.ansys-blog.com/lebanese-students-overcome-many-challenges-to-build-an-unmanned-aircraft/>, 10 d'octubre de 2018]
- [11] *Perfil alar*
[https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/8/8d/Perfil_alar_1.svg, 21 d'octubre de 2018]

- [12] *Angle of attack*
[https://www.skybrary.aero/index.php/Angle_of_Attack, 21 d'octubre de 2018]
- [13] *How wings work?*
[https://aerospaceengineeringblog.com/how-do-wings-work/, 23 d'octubre de 2018]
- [14] GARCÍA ÁLVAREZ, J.A.E, *Así funciona el avión*
[http://www.asifunciona.com/aviacion/af_avion/af_avion5.htm, 23 d'octubre de 2018]
- [15] *Resistencia aereodinámica*
[https://secretosf1.wordpress.com/2010/03/27/los-alerones-resistencia-aerodinamica/, 28 octubre de 2018]
- [16] ESTEBAN RONCERO, S. *Introducción a los perfiles NACA*
[http://www.aero.us.es/adesign/Slides/Extra/Aerodynamics/Tema_05.1_Extra_Introducci%C3%B3n_Perfiles_NACA.pdf, 2 de novembre de 2018]
- [17] *Perfiles NACA*
[http://www.despegamos.es/2014/12/23/perfiles-naca/, 2 de novembre de 2018]
- [18] *Airfoiltools*
[http://airfoiltools.com/, 6, 7 i 9 de novembre de 2018]
- [19] *Mass and Momentum*
[https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/cfx_mod/i1301250.html, 23 de desembre de 2018]
- [20] *Opening pressure for entrainment*
[https://www.cfd-online.com/Forums/cfx/22148-opening-pressure-entrainment.html, 28 de desembre de 2018]
- [21] *Shock Waves Simulation*
[http://cfd2012.com/ansys-cfx-compressible-flows.html, 14 d'octubre de 2018]
- [22] *A319 slats during landing*
[https://en.wikipedia.org/wiki/Leading-edge_slat#/media/File:Voilure_A319.jpg, 5 de gener de 2019]
- [23] *¿Cuales són las funciones de los flaps de una aeronave?*
[https://www.aerorecursos.com/2017/08/27/cuales-son-las-funciones-de-los-flaps-en-una-aeronave/, 5 de gener de 2019]

[24] *What is the difference between flaps and slats?*

[<https://aviation.stackexchange.com/questions/1734/what-is-the-difference-between-flaps-and-slats>, 5 de gener de 2019]

[25] *When can spoilers can be used on airliners?*

[<https://aviation.stackexchange.com/questions/1955/when-can-spoilers-be-used-on-airliners>, 5 de gener de 2019]

